



TUGAS AKHIR - TM141585

**DESAIN PROTOTIP DRAG
AND LIFT BALANCE PADA
WIND TUNNEL SIKLUS
TERTUTUP**

MUHAMMAD TSABIT HABIBI
2111 100 158

Dosen Pembimbing
Prof. Ir. SUTARDI, M.Eng., Ph.D.

JURUSAN TEKNIK MESIN
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya 2017



FINAL PROJECT - TM 141585

**DESIGN OF DRAG AND LIFT BALANCE
PROTOTYPE FOR A CLOSED LOOP
WIND TUNNEL**

MUHAMMAD TSABIT HABIBI
2111 100 158

Supervisor
Prof. Ir. SUTARDI, M.Eng., Ph.D.

MECHANICAL ENGINEERING DEPARTMENT
Industrial Technology Faculty
Sepuluh Nopember Institute of Technology
Surabaya 2017

DESAIN PROTOTIP DRAG AND LIFT BALANCE PADA WIND TUNNEL SIKLUS TERTUTUP

TUGAS AKHIR

Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat
Memperoleh Gelar Sarjana Teknik
pada
Program Studi S-1 Jurusan Teknik Mesin
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Oleh :

MUHAMMAD TSABIT HABIBI

NRP. 2111 100 158

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir :

1. Prof. Ir. Sutardi, M.Eng, Ph.D (Pembimbing)
NIP: 196412281990031002
2. Dr. Wawan Aries Widodo, S.T., M.T. (Penguji I)
NIP. 197104051997021001
3. Nur Ikhwani, Ir., M.Eng.Sc (Penguji II)
NIP. 196709151995121001

SURABAYA
JANUARI, 2017

ABSTRAKSI

Dalam mekanika fluida dikenal gaya-gaya aerodinamika yaitu gaya drag dan gaya lift. Penelitian mengenai gaya drag dan gaya lift terus dilakukan untuk meningkatkan performansi pada suatu konstruksi yang berinteraksi dengan fluida. Saat dilakukan penelitian, peneliti pasti akan membutuhkan alat ukur. Selama ini alat ukur yang dilakukan pada close loop wind tunnel hanya berdasarkan distribusi tekanan pada permukaan bluff body. Padahal didalam pengukuran tersebut gaya drag dan gaya lift sangat sensitif dengan letak separasi.

Penelitian kali ini dilakukan dengan menggunakan close loop wind tunnel dengan kecepatan maksimal 40 m/s. Wind tunnel siklus tertutup yang memiliki ukuran test section 30 cm x 30 cm ini belum dilengkapi dengan sebuah alat ukur drag dan lift, yang kemudian dibuatkan drag and lift balance. Selain itu wind tunnel ini memiliki intensitas turbulensi 0,49%. Alat ukur drag and lift balance ini divalidasi dengan menggunakan benda-benda standar seperti (bola, silinder, dan airfoil) untuk Re yang digunakan pada bola dan silinder yaitu antara $1 \times 10^4 < Re < 1 \times 10^5$ sedangkan untuk NACA 0012 digunakan $Re = 1.2 \times 10^5$ dan $Re = 2.4 \times 10^5$ dengan variasi sudut serang (α) antara 0° sampai 15° . Percobaan ini bertujuan untuk mengetahui keakuratan data yang dapat diukur dengan menggunakan drag and lift balance ini.

Hasil yang didapatkan dari studi ini berupa nilai C_D dan C_L . Hasil C_D yang didapatkan pada bola mempunyai kecenderungan yang sama dengan literatur dan nilai ketidakpastiannya kurang dari 10% pada nilai Reynolds $1 \times 10^4 < Re < 1 \times 10^5$. Sedangkan untuk nilai C_D pada silinder juga memiliki kecenderungan yang sama yaitu sama dengan literatur dan nilai C_D hasil percobaan memiliki nilai ketidakpastian kurang dari 10% pada $Re > 8,0 \times 10^4$. Airfoil NACA 0012 memiliki nilai C_D dan C_L dengan ketidakpastian kurang dari 10%.

Kata kunci : drag and lift balance, drag coefficient, lift coefficient

ABSTRACT

Fluid mechanics is known for aerodynamic forces; they are drag force and lift force. The research about drag force and lift force continued to improve the performance of a construction that interacts with the fluid. When a research is conducted, the scientist always needs measuring equipment. So far the measuring equipment which is used in a closed loop wind tunnel is based by force distribution on bluff body surface. Whereas inside the measurement, drag force and lift force are very sensitive with separation space.

This research has been done using a closed wind tunnel with a maximum velocity 40 m/s and has turbulent intensity 0.49%. The wind tunnel hasn't furnished with a drag force and lift force measuring equipment, then the drag and lift balance are made. The measuring drag and lift balance are validated with standard objects such as sphere, cylinder and airfoil; (with $1 \times 10^4 < Re < 1 \times 10^5$ for sphere and cylinder then for airfoil NACA 0012 used $Re = 1.2 \times 10^5$ and $Re = 2.4 \times 10^5$ with angle of attack 0° until 15°) which has a purpose to learn the accuracy of the measured data with drag and lift balance.

The obtained results from this study is C_D and C_L value. The obtained results from value C_D of sphere has the same trend with literature and uncertain value C_D of less than 10% on the value of Reynolds $1 \times 10^4 < Re < 1 \times 10^5$. As for the C_D on the cylinder also have the same trend which is equal to the value of literature and the

experimental results C_D have uncertain value of less than 10% at $Re > 8.0 \times 10^4$. Airfoil NACA 0012 had a value of C_D and CL with an uncertainty of less than 10%.

Keywords: drag and lift balance, drag coefficient, lift coefficient

KATA PENGANTAR

Segala Puji dan Syukur penulis curahkan sepenuhnya kepada Allah SWT, karena atas berkah dan ijin-Nya tugas akhir ini dapat terselesaikan. Tugas Akhir ini berjudul :

DESAIN PROTOTIP DRAG AND LIFT BALANCE PADA WIND TUNNEL SIKLUS TERTUTUP

Tugas Akhir ini disusun sebagai salah satu syarat akademis bagi mahasiswa Strata-1 (S1) dalam menyelesaikan studi di Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya. Selain itu tujuan penyusunan Tugas Akhir ini

Penulis sangat menyadari bahwa keberhasilan dalam penulisan tugas akhir ini tak lepas dari dukungan dan bantuan berbagai pihak. Melalui kesempatan ini penulis ingin menyampaikan ucapan terima kasih kepada pihak-pihak yang telah banyak membantu dan mendukung baik secara moril maupun materil dalam proses penyelesaian tugas akhir ini, antara lain:

1. Bapak Prof. Ir. Sutardi, M.Eng. Ph.D, Selaku dosen pembimbing tugas akhir yang selalu memberikan saran, motivasi, dan ilmu-ilmu yang sangat bermanfaat bagi penulis. Terima kasih atas kesabarannya selama membimbing penulis.

2. Bapak Dr. Wawan Aries Widodo, S.T., M.T. dan Bapak Nur Ikhwan, Ir., M.Eng.Sc selaku dosen penguji tugas akhir penulis, terima kasih atas saran-saran yang telah diberikan.
3. Bapak Ir. Bambang Pramujati, M.Sc., Eng., Ph.D selaku Ketua Jurusan Teknik Mesin ITS dan sebagai dosen pembahas yang telah banyak memberikan saran dan masukannya..
4. Bapak Prof. Dr. Ir. Djatmiko Ichsani, M.Eng sebagai dosen wali yang telah memberikan saran dan kemudahan administrasi dalam pengambilan mata kuliah Tugas Akhir.
5. Bapak Nur Rochman, Bapak Tris selaku karyawan laboratorium mekflu yang telah memberikan bantuan tenaga dan pikiran untuk mempersiapkan benda kerja dan fasilitas eksperimen.
6. Pak Budi (Lab. Komp), Cak To and Cak Yuli (Akademik), Pak Totok (R. Baca), Pak Kanan (Umum), Mbak Mar, Bu Sumar, Pak Untung, Pak No, Pak Di, dan semua karyawan di Jurusan Teknik Mesin ITS yang telah membantu kelancaran Tugas Akhir.

Selain itu, secara khusus penulis ingin menyampaikan terimakasih kepada :

1. Kedua orang tua Ayah Sutono dan Ibu Rini Mardiana yang telah membanting tulang, menasihati, dan mendoakan demi kelancaran kuliah dan Tugas Akhir penulis.
2. Adik-adikku, Diena Shaliha dan Nurul Khotimah atas dukungan dan doanya

3. Kekasihku Ika Titia Asmiati yang selalu memberikan dukungan dan mendoakan demi kelancaran Tugas Akhir penulis.
4. Sahabat-sahabatku, Fahmi Khafidul Haq, Zajuba Sakinah Dahmani, dan Hilaliyah Nur Shabrina.
5. Teman-teman seperjuangan lab. mekanika fluida yang mewarnai hari-hari di lab tercinta, Mas Ageng, Mas Faruq, Mas Fasya, Mas Kresna, Fauzi, Ridwan, mas Dias, Uma, Dimas, Kibar, Ayub, Imem, Mawan, Derry, Khosmin, Ridho, Cristo, Nabila, Atsa dll, terima kasih atas bantuan dan dukungannya.
6. Angkatan ku mahasiswa Teknik Mesin ITS angkatan M54 2011
7. Semua pihak yang tidak dapat disebutkan oleh penulis.

Penulis menyadari masih banyak kekurangan dalam penyusunan tugas akhir ini, oleh karena itu saran dan masukan dari semua pihak sangat penulis harapkan. Penulis berharap semoga tugas akhir ini dapat memberikan manfaat dan sumbangsih bagi perkembangan ilmu pengetahuan.

Surabaya, Desember 2016

Penulis

Halaman sengaja dikosongkan

DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL

LEMBAR PENGESAHAN

ABSTRAK..... i

KATA PENGANTAR..... v

DAFTAR ISI..... ix

DAFTAR GAMBAR..... xiii

DAFTAR SIMBOL..... xv

DAFTAR TABEL..... xvii

BAB I PENDAHULUAN..... 1

I.1. Latar Belakang..... 1

I.2. Rumusan Masalah..... 2

I.3. Tujuan Penelitian..... 3

I.4. Batasan Masalah..... 4

BAB II TINJAUAN PUSTAKA..... 5

II.1. Gaya Aerodinamika..... 5

II.1.1. Gaya Drag dan Koefisien Drag..... 5

II.1.2. *Drag Force* pada Silinder..... 8

II.1.3. *Lift Force*..... 12

II.2. Momen Kesetimbangan..... 13

II.3. *Blockage Ratio*..... 15

II.4. *Wind Tunnel*..... 15

II.5. *Airfoil NACA Nomenclature*..... 19

BAB III METODE PENELITIAN	23
III.1. Pendahuluan	23
III.1.1. Terowongan Angin	25
III.2. Perhitungan Gaya $Drag_{max}$ dan $Lift_{max}$	28
III.2.1. Gaya $Drag_{max}$ pada <i>Lift and Drag Balance</i>	28
III.2.2. Gaya $Lift_{max}$ pada <i>Lift and Drag Balance</i>	31
III.3. Desain <i>Lift</i> dan <i>Drag Balance</i>	33
III.4. Perhitungan Dimensi <i>Lift</i> dan <i>Drag Balance</i>	36
III.4.1. Komponen Arah Gaya Drag	37
III.4.2. Komponen Arah Gaya <i>Lift</i>	40
III.5. Analisa Ketidakpastian Pengukuran	43
III.6. Benda Uji	51
III.7. Langkah Kerja	52
BAB IV DATA DAN ANALISA	55
IV.1. Proses <i>Assembling Lift and Drag Balance</i>	55
IV.2. Panduan penggunaan <i>Lift and Drag Balance</i>	59
IV.2.1. Pemasangan Benda Uji	59
IV.2.2. Pengukuran Gaya <i>Lift</i> dan Gaya <i>Drag</i>	61
IV.3. Kalibrasi <i>Lift and Drag Balance</i>	62
IV.4. Data Penelitian	65
IV.4.1. Grafik perbedaan C_D Eksperimen dan literature untuk Bola	65
IV.4.2. Grafik perbedaan C_D Eksperimen dan literature untuk Silinder	70

IV.4.3. Grafik perbedaan C_L dan C_D Eksperimen dan Literatur untuk Airfoil NACA 0012.....	76
IV.5. Perawatan <i>Lift and Drag Balance</i>	85
BAB V KESIMPULAN DAN SARAN	87
V.1. Kesimpulan.....	87
V.2. Saran.....	57

Halaman ini sengaja dikosongkan

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1	Karakteristik koefisien drag fungsi Re pada beberapa benda.....	7
Gambar 2.2	Aliran melalui silinder sirkulasi.....	9
Gambar 2.3	Perbandingan distribusi tekanan aliran melintasi silinder pada aliran <i>laminar</i> dan <i>turbulent</i>	10
Gambar 2.4	Koefisien <i>drag</i> (C_D) aliran melintasi silinder dengan variasi bilangan Reynolds	11
Gambar 2.5	Momen Kopel.....	14
Gambar 2.6	Open Circuit Wind tunnel.....	16
Gambar 2.7	Close circuit Wind tunnel.....	18
Gambar 2.8	Airfoil nomenclature.....	21
Gambar 3.1	Skema <i>Close Wind Tunnel</i>	26
Gambar 3.2	<i>Test section</i>	29
Gambar 3.3	Dimensi Silinder.....	29
Gambar 3.4	Nilai koefisien <i>lift</i> (C_L).....	32
Gambar 3.5	Lift and Drag Balance.....	33
Gambar 3.6	Bagian <i>drag balance</i>	34
Gambar 3.7	Bagian <i>lift balance</i>	35
Gambar 3.8.	Kesetimbangan Momen <i>Drag</i> Tanpa Gaya Tambahan.....	38
Gambar 3.9.	Kesetimbangan Momen <i>Drag</i> Dengan Gaya Tambahan.....	39

Gambar 3.10. Keseimbangan Momen <i>Lift</i> Tanpa Gaya Tambahan	41
Gambar 3.11 Keseimbangan Momen <i>Lift</i> Dengan Gaya Tambahan	42
Gambar 3.12. Benda Uji Bola	51
Gambar 3.13. Benda Uji Silinder	51
Gambar 3.14. Benda Uji Airfoil	52
Gambar 3.15 Flowchart Percobaan	54
Gambar 4.1 <i>Lift Balance</i>	56
Gambar 4.2 <i>Drag Balance</i>	58
Gambar 4.3 Ilustrasi Meja dan Oil tank	59
Gambar 4.4 Proses pemasangan benda uji pada holder	61
Gambar 4.5 Proses pengukuran gaya drag dan gaya lift	62
Gambar 4.6 Proses kalibrasi	64
Gambar 4.7 Notasi beban hasil kalibrasi	64
Gambar 4.8 Grafik perbandingan C_D untuk benda uji bola	68
Gambar 4.9 Grafik perbandingan C_D hasil untuk benda uji silinder	72
Gambar 4.10. Perbandingan C_L <i>airfoil</i> NACA 0012	79
Gambar 4.11 Perbandingan C_D <i>airfoil</i> NACA 0012	81
Gambar 4.12. Perbandingan C_L/C_D <i>airfoil</i> NACA 0012	85

DAFTAR SIMBOL

- W_{sd} = Berat *secondary drag* (Kg)
- W_{pd} = Berat *primary drag* (Kg)
- W_{sdb} = Berat *secondary drag bar* (Kg)
- W_{pdb} = Berat *primary drag bar* (Kg)
- W_{db} = Berat *drag balance* (Kg)
- W_{dbb} = Berat *drag Balance bar* (Kg)
- W_{sl} = Berat *secondary lift* (Kg)
- W_{pl} = Berat *primary lift* (Kg)
- W_{slb} = Berat *secondary lift bar* (Kg)
- W_{plb} = Berat *primary lift bar* (Kg)
- W_{lb} = Berat *lift balance* (Kg)
- W_{lbb} = Berat *lift balance bar* (Kg)
- l_{wsd} = Panjang *secondary drag* (Kg)
- l_{wpd} = Panjang *primary drag* (Kg)
- l_{wsdb} = Panjang *secondary drag bar* (Kg)
- l_{wpdb} = Panjang *primary drag bar* (Kg)
- l_{wdb} = Panjang *drag balance* (Kg)
- l_{wdbb} = Panjang *drag balance bar* (Kg)
- l_{wsl} = Panjang *secondary lift* (Kg)
- l_{wpl} = Panjang *primary lift* (Kg)
- l_{wslb} = Panjang *secondary lift bar* (Kg)

- l_{Wplb} = Panjang *primary lift bar* (Kg)
- l_{Wlb} = Panjang *lift balance* (Kg)
- l_{Wlbb} = Panjang *lift balance bar* (Kg)
- C_D = Koefisien *drag*
- C_L = Koefisien *lift*
- Re = *Reynolds number*
- α = Sudut serang airfoil
- $F_{Dholder}$ = Gaya *drag* dari *holder*
- A_{ts} = Luas *test section*
- L = Lebar
- D = Diameter
- A_f = Luas frontal
- V_{max} = Kecepatan maksimum
- μ = Viskositas absolut fluida
- ν = Viskositas kinematik fluida
- ρ_{udara} = Massa jenis
- F_D = Gaya *drag*
- F_L = Gaya *lift*
- A_p = Luas planform *airfoil*
- S = *Span*
- C = *Chord*
- t = Ketebalan maksimal

DAFTAR TABEL

Tabel 3.1. Spesifikasi <i>lift and drag balance</i>	36
Tabel 4.1 Data hasil kalibrasi notasi beban pada primary dan secondary bar pada lift and drag balance	65

Halaman ini sengaja dikosongkan



‘BAB 1

PENDAHULUAN

I.1. Latar Belakang

Teknologi dan ilmu pengetahuan sangat berkembang pesat sejak manusia mulai mengenal dunia mesin dan mesin tersebut dapat meringankan pekerjaan manusia. Salah satu ilmu yang sangat berkembang adalah ilmu pengetahuan mekanika fluida khususnya bidang aerodinamika. Banyak sekali aplikasi pada bidang aerodinamika ini, seperti pada transportasi massal maupun industri. Riset tentang gaya-gaya aerodinamika berupa gaya *drag* dan gaya *lift* gencar dilakukan untuk meningkatkan struktur yang berinteraksi dengan aliran fluida.

Ahli aeronotika pada saat mendesain konstruksi sayap pesawat harus memahami konsep gaya drag dan lift. Dengan memahami dan mengetahui konsep gaya *drag* dan gaya *lift* maka dapat meningkatkan efisiensi dan performanya. Selain mendesain sayap pesawat, ada



beberapa contoh seperti bodi mobil balap, pembangunan tiang penyangga jembatan, dan juga ketika berenang gaya *drag* dan *lift* sangat berpengaruh. Secara konsep, gaya *drag* dan *lift* dapat terjadi apabila ada benda padat yang memiliki gerak relatif diletakkan pada fluida yang mengalir (Fox dkk, 2010). Resultan gaya pada arah kecepatan *upstr`eam* itulah yang disebut dengan *drag* dan resultan gaya normal pada kecepatan *upstream* disebut *lift* (Munson dkk, 2002).

Wind tunnel merupakan sebuah struktur tertutup dimana sebuah riset dapat dilakukan didalamnya dengan cara mensimulasikan sebuah kondisi aliran udara pada sebuah model. Kondisi aliran pada terowongan angin (*wind tunnel*) diatur sedemikian rupa karena agar mempengaruhi performance dari model tersebut. Model yang diuji diletakkan pada daerah uji (*test section*) dan dilengkapi dengan beberapa instrument (*lift and drag balance* dan *pitot static tube*) untuk mendapatkan hasil data pengujian. Untuk mendapatkan data yang baik, harus dipastikan bahwa parameter aliran yang berkaitan dengan



Tugas Akhir Konversi Energi

Mach number dan *Reynolds number* harus sesuai dengan keadaan sebenarnya. Sebuah benda uji diletakkan pada *lift* dan *drag* balance untuk mendapatkan gaya *lift* dan *drag* secara langsung.

I.2. Rumusan Masalah

Peneliti membutuhkan alat untuk mengukur gaya-gaya aerodinamis dari suatu benda uji, seperti *drag* dan gaya *lift*. Alat yang digunakan untuk mengukur gaya-gaya tersebut sering disebut dengan *lift and drag balance*. Selama ini penelitian yang dilakukan untuk menganalisa gaya *drag* dan *lift* dari suatu benda uji dengan menggunakan *close wind tunnel*, diukur berdasarkan distribusi tekanan pada sepanjang permukaan *bluff body* benda uji, dimana didalam pengukuran tersebut gaya *drag* dan gaya *lift* sangat sensitif dengan letak separasi yang terjadi pada benda uji tersebut. Selain itu, pengukuran gaya *drag* dan *lift* dengan metode tersebut membutuhkan waktu dan biaya yang lebih banyak. Karena didalam pembuatan suatu model benda uji dibutuhkan ketelitian dalam pemasangan *pressure tap* di sepanjang permukaan benda uji tersebut untuk mendapatkan distribusi tekanan pada benda ujinya.

I.3. Tujuan Penelitian

Jurusan Teknik Mesin
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember



Tugas Akhir Konversi Energi

Tujuan dilakukan penelitian ini adalah sebagai berikut :

1. Untuk mendesain *drag and lift balance* pada *close loop wind tunnel*
2. Untuk melengkapi alat ukur *close circuit wind tunnel* subsonic yang ada pada Jurusan Teknik Mesin ITS dengan kecepatan *free stream* maksimal 40 m/s.
3. Untuk mengevaluasi *performance* dari alat ukur *lift and drag balance* dengan menggunakan benda uji.
4. Untuk melakukan validasi alat ukur *lift and drag balance* dengan menggunakan model silinder, bola, dan *airfoil*.

I.4. Batasan Masalah

Pada penelitian ini digunakan beberapa batasan masalah sehingga pembahasan pada penelitian ini dapat terarah sesuai yang ingin penulis tunjukkan. Adapun batasan masalah yang digunakan adalah sebagai berikut :

1. Gaya *lift* maksimum yang terukur sebesar 11.06 N
2. Gaya *drag* maksimum yang terukur sebesar 8.79 N



Tugas Akhir Konversi Energi

3. Aliran yang melewati *wind tunnel* dianggap *incompressible, steady flow, dan uniform* pada bagian *upstream*.
4. Kecepatan *freestream* maksimum yang dapat dibangkitkan oleh *wind tunnel* selama pengujian 40 m/s.

**BAB II****TINJAUAN PUSTAKA****II.1. Gaya Aerodinamika****II.1.1. Gaya *Drag* dan Koefisien *Drag***

Drag merupakan suatu komponen gaya pada suatu bodi yang sejajar dengan arah gerak relatifnya. Untuk mendapatkan nilai gaya *drag* dibutuhkan hasil eksperimen dengan mekanika fluida. Gaya *drag* bisa dibentuk dari fungsi dibawah ini.

$$F_D = f_1(d, V, \mu, \rho) \quad (1)$$

Dengan mengaplikasikan teori Buckingham Pi yang merupakan bilangan tak berdimensi, maka fungsi gaya *drag* dapat menjadi.

$$\frac{F_D}{\rho V^2 d^2} = f_2\left(\frac{\rho V d}{\mu}\right) \quad (2)$$

dimana d^2 sebanding dengan luasan yang melintang ($A = \pi d^2/4$). Sehingga persamaan diatas menjadi

$$\frac{F_D}{\rho V^2 d^2} = f_3\left(\frac{\rho V d}{\mu}\right) = f_3(Re) \quad (3)$$

Walaupun persamaan (3) diperoleh bola, persamaan tersebut masih dapat digunakan untuk incompressible flow yang melewati bodi selain bola. Panjang karakteristik pada



Tugas Akhir Konversi Energi

persamaan Reynolds Number bergantung pada bentuk dari bodi tersebut.

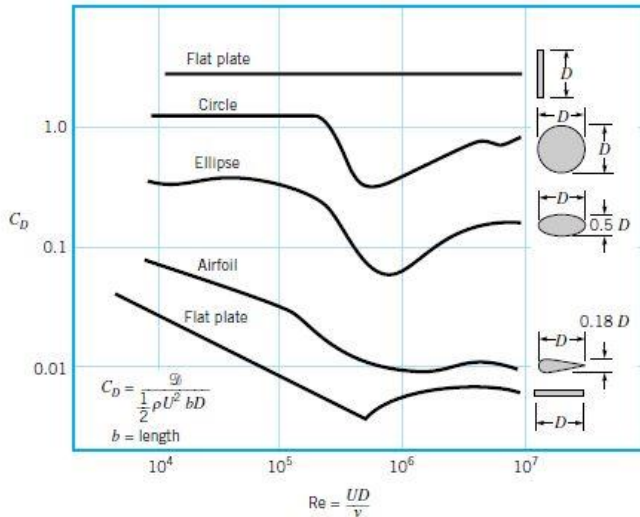
Koefisien *drag* (C_D) didefinisikan sebagai

$$C_D \equiv \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho V^2 A} \quad (4)$$

Angka $\frac{1}{2}$ ditambahkan sebagai faktor gesekan yang didefinisikan pada persamaan (3) dengan maksud untuk membentuk tekanan dinamik. Sehingga persamaan (3) bisa ditulis seperti

$$C_D = f(Re) \quad (5)$$

Pada persamaan-persamaan diatas dapat dibuat suatu grafik yang menunjukkan tren nilai C_D pada tiap benda yang dialiri suatu fluida. Gambar 2.1 merupakan koefisien *drag* dengan fungsi *Reynolds number* (Re) pada silinder, oval, airfoil simetri, dan flat plate.



Gambar 2.1 Karakteristik koefisien drag fungsi Re pada beberapa benda (Munson dkk, 2002)

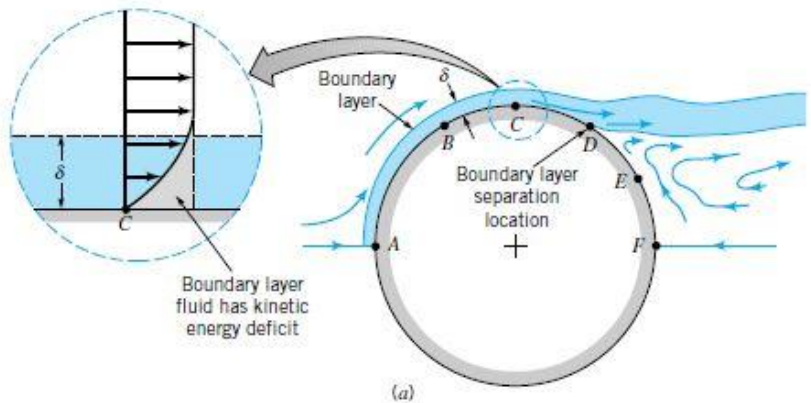
Pada aliran dua dimensi, gaya-gaya yang sejajar dengan aliran fluida disebut *drag force* sedangkan yang tegak lurus dengan arah aliran dinamakan *lift force*. Gaya hambat yang terjadi dapat berupa *friction drag* (F_{Df}) yaitu bagian *drag* yang menyinggung permukaan secara tangensial yang timbul sebagai akibat adanya tegangan geser dan *pressure drag* (F_{Dp}) yaitu *drag* yang tegak lurus terhadap permukaan benda yang timbul akibat adanya distribusi tekanan pada benda tersebut.



Resultan antara *friction drag* dan *pressure drag* ini disebut sebagai *profile drag* (gaya hambat total).

II.1.2. Drag Force pada Silinder

Drag force yang terjadi pada silinder disebabkan adanya *pressure drag* dan *friction drag*. Silinder yang membentuk *wake* pada bagian belakangnya merupakan akibat dari terjadinya separasi aliran dan menyebabkan distribusi tekanan pada sepanjang permukaan silinder menjadi tidak simetris atau tidak seimbang antara permukaan bagian depan dan belakang. Sehingga dengan kejadian tersebut mengakibatkan *pressure drag* pada silinder muncul. Gambar 2.2 merupakan ilustrasi aliran viscous melewati silinder.



Gambar 2.2 Aliran melalui silinder sirkulasi

(Munson dkk, 2002)

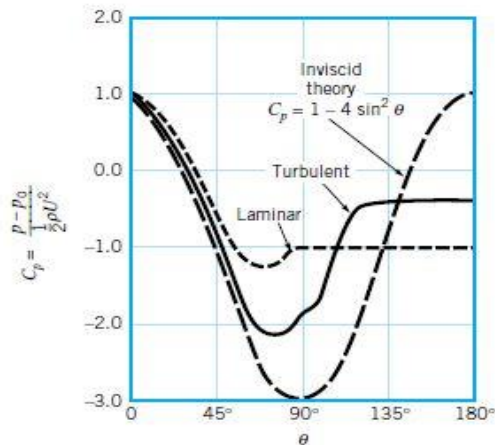
Ilustrasi perbedaan tekanan pada silinder diatas dapat dilihat dengan gambar grafik pada gambar 2.3. Pada gambar 2.3 terlihat bahwa pada aliran *turbulent* titik separasi yang terjadi akan lebih tertunda kebelakang dibandingkan dengan aliran *laminar*, karena aliran *turbulent* mempunyai momentum yang lebih besar untuk melawan gesekan dan tekanan balik (*adverse pressure gradient*) yang terjadi, sehingga menunda terjadinya titik separasi.

Separasi yang terjadi sangat mempengaruhi *drag* pada silinder yang ditandai dengan distribusi tekanan yang relatif



Tugas Akhir Konversi Energi

konstan pada permukaan silinder. Dengan menunda terjadinya separasi, *wake* yang terbentuk menjadi lebih kecil sehingga gaya drag yang ada juga akan semakin kecil.



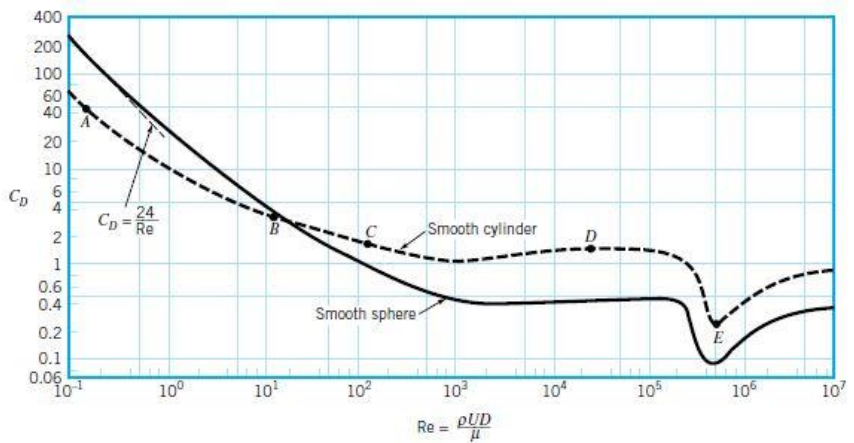
Gambar 2.3 Perbandingan distribusi tekanan aliran melintasi silinder pada aliran *laminar* dan *tubulent* (Munson dkk, 2002)

Distribusi C_D dari sebuah silinder sebagai fungsi dari bilangan *Reynolds* terlihat pada gambar 2.4. Pada $Re < 1$ aliran belum terjadi separasi, sehingga gaya *drag* yang terjadi sangat di dominasi oleh *skin friction drag*. Bilangan *Reynolds* makin besar sampai $Re = 1000$, menyebabkan koefisien *drag* turun secara kontinyu. Pada $Re = 1000$ gaya *drag* yang terjadi



Tugas Akhir Konversi Energi

merupakan kombinasi dari *pressure drag* dan *skin friction drag*. Pada rentang bilangan *Reynolds* $10^3 < Re < 3,0 \cdot 10^5$ koefisien *drag* relatif konstan, kemudian pada bilangan *Reynolds* kira-kira $3,0 \cdot 10^5$, koefisien *drag* akan turun secara tajam. Hal ini disebabkan aliran berubah menjadi turbulen sehingga energi yang dimiliki oleh fluida bertambah. Aliran turbulen tersebut, menyebabkan separasi yang terjadi lebih tertunda kebelakang (*wake* menjadi kecil), sehingga gaya *drag* akibat *pressure drag* akan turun (Iqbal, 2006). Gambar 2.4 merupakan grafik koefisien *drag* versus *Re*.



Gamabar 2.4 Koefisien *drag* (C_D) aliran melintasi silinder dengan variasi bilangan Reynlods (Munson dkk, 2002)



II.1.3. Lift Force

Benda yang bergerak relatif didalam sebuah fluida, akan terjadi gaya *drag*. Selain itu, ada beberapa benda uji seperti airfoils memiliki gaya *lift*. *Lift* didefinisakn sebagai komponen dari resultan gaya aerodinamik yang tegak lurus dengan arah gerak fluida. C_L didefinisakn sebagai

$$C_L \equiv \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho V^2 A_p} \quad (11)$$

Adanya lift dikarenakan adanya distribusi tekanan pada dua sisi permukaan yang berbeda pada inviscid flow. Distribusi tekanan pada permukaan ini mengikuti persamaan Bernoulli yaitu pada lokasi aliran dengan kecepatan yang tinggi akan memiliki tekanan yang rendah, sedangkan pada sisi yang lain memiliki kecepatan yang rendah dan tekanan yang tinggi.

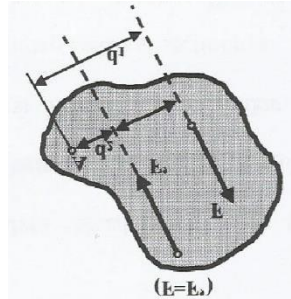
Pada suatu objek yang beroperasi pada bilangan Reynolds yang kecil akan menimbulkan efek viskositas menjadi penting dan pengaruh tegangan geser terhadap timbulnya gaya total juga menjadi besar. Pembangkitan *lift* juga berhubungan langsung dengan produksi aliran vortex disekitar bodi pada airfoil yang tidak simetri. Pada airfoil yang tidak simetri akan terjadi perbedaan distribusi tekanan antara kedua sisi permukaan (*upper surface and lower surface*) sehingga akan timbul lift. Pada objek yang simetri seperti bola



dan silinder tidak ada *lift force* yang mampu dibangkitkan, dengan memberikan suatu gangguan pada aliran yang membuat perbedaan kecepatan antara dua sisi (*upper surface and lower surface*) sehingga membuat distribusi tekanan berbeda pada kedua sisi maka akan timbul gaya angkat.

II.2. Momen Kesetimbangan

Dua gaya yang besarnya sama, garis aksinya sejajar, dan arahnya berlawanan membentuk suatu kopel. Jumlah komponen x dan komponen y dari F dan F' adalah nol. Jumlah momen terhadap suatu sumbu yang melalui A tidak nol. Jadi, efek kopel pada benda tegar tidak nol. Walaupun kedua gaya tidak akan menggerakkan benda itu ke tempat lain, namun kedua gaya tersebut cenderung untuk memutar benda tersebut. Gambar 2.5 merupakan ilustrasi momen kopel yang digunakan.



Gambar 2.5 Momen Kopel (Beer dkk, 1987)

Dengan memberi tanda d_1 dan d_2 berurutan, jaraknya tegak lurus dari A ke garis aksi dan F' , maka jumlah momen M kedua gaya sekitar A sebagai berikut :

$$+ \text{ccw } M = Fd_1 - Fd_2 = F(d_1 - d_2) \quad (12)$$

atau, dengan menyatakan $d_1 - d_2$ sama dengan jarak d antara garis aksi dari kedua gaya,

$$M = Fd \quad (13)$$

Jumlah M disebut momen dari kopel. Bisa diperhatikan bahwa M tidak bergantung pada pemilihan A; M akan mempunyai besar dan arah yang sama tidak bergantung dari kedudukan A. Hal ini dapat diperiksa dengan mengulangi penuruan di atas dengan memilih A berada di sebelah kiri kopel tersebut, kemudian berada diantara kedua gaya yang membentuk kopel. Jadi dapat dinyatakan :



Momen M suatu kopel adalah tetap. Besarnya sama dengan hasil kali Fd dan besar gaya F dari kedua gaya tersebut dan jarak d antara kedua garis aksinya. Arah M (searah atau berlawanan jarum jam) diperoleh melalui pengamatan yang benar.

II.3. Blockage Ratio

Blockage ratio merupakan rasio *frontal area* dari bodi dan *cross-section area* dari wind tunnel yang digunakan. *Blockage* yang terjadi dalam sebuah aliran pada *wind tunnel* dengan ukuran yang terbatas saat dilakukan pengujian dengan menggunakan model uji yang relative besar.

Blockage ratio yang diperlukan adalah kurang dari 10%. Untuk pengujian aeronautical dapat menggunakan *blockage ratio* $< 5\%$. (A Filippone, 1999-2004). *Blockage ratio* untuk *single* silinder adalah sebesar 4%, namun total *blockage* untuk silinder berpasangan adalah 8% (Alam dkk, 2003).

II.4. Wind Tunnel

Wind Tunnel atau terowongan angin merupakan suatu alat penelitian yang dikembangkan untuk membantu dalam menganalisa efek angin yang bergerak pada sekitar *solid object*. Terowongan angin digunakan untuk mensimulasikan keadaan sebenarnya pada suatu *object* yang memiliki gaya-

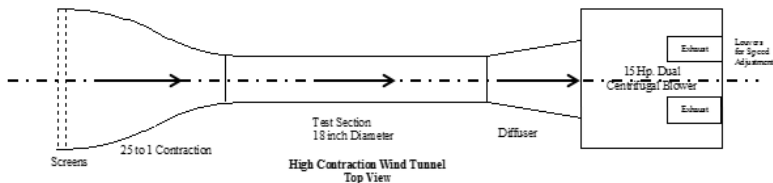


Tugas Akhir Konversi Energi

gaya aerodinamik atau dalam pengaruh gaya-gaya aerodinamik. *Wind tunnel* memiliki beberapa jenis, yaitu rangkaian terbuka (*Open circuit wind tunnel*) dan rangkaian tertutup (*Close circuit wind tunnel*). Berikut penjelasan beberapa jenis *wind tunnel* (Barlow dkk,1999).

1. Rangkaian Terbuka (*Open circuit wind tunnel*)

Tipe *wind tunnel* ini udara yang melewati terowongan mengikuti jalur lurus dari jalur masuk melalui kontraksi ke *test section*, diikuti dengan *diffuser*, *dual centrifugal blower*, dan saluran keluar ke udara. Pada gambar 2.6 ditunjukkan rangkaian dari *open circuit wind tunnel*.



Gambar 2.6 Open Circuit Wind tunnel (Messina, 2012)

Beberapa keuntungan dan kerugian untuk *wind tunnel* tipe ini adalah sebagai berikut :

Keuntungan :

- Biaya konstruksi rendah



Tugas Akhir Konversi Energi

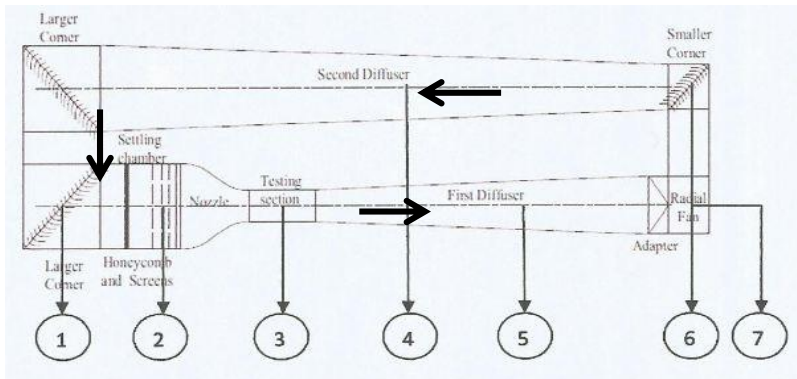
- Bisa digunakan dengan motor pembakaran dalam atau melakukan banyak visualisasi aliran jika *inlet* dan *outlet* keduanya terbuka ke atmosfer

Kerugian :

- Jika diletakkan pada ruangan, dibutuhkan penyaring tambahan pada *inlet* untuk mendapatkan aliran yang sesuai diinginkan. Dengan cara yang sama, *inlet* atau *outlet* terbuka ke atmosfer, dimana angin dan cuaca dingin dapat mempengaruhi kondisi udara saat pengoperasian *wind tunnel*.
- Jika dioperasikan dengan kecepatan dan ukuran yang besar, akan dibutuhkan energi yang lebih besar pula.
- Untuk ukuran yang besar (luasan *test section* $> 7 \text{ ft}^2$) akan menyebabkan kebisingan yang akan mengganggu lingkungan sekitar dan membatasi jam operasi dari *wind tunnel*.

2. Rangkaian Tertutup (*Closed circuit wind tunnel*)

Terowongan ini mempunyai jalur yang kontinu untuk udara. Sebagian besar dari *wind tunnel* tipe ini memiliki jalur tunggal (*single return*). Gambar 2.7 menunjukkan rangkaian *closed circuit wind tunnel*.



Gambar 2.7 Close circuit Wind tunnel (Messina, 2012)

Keterangan gambar :

1. *Larger corner*
2. *Honeycomb, screens, and nozzle*
3. *Test section*
4. *Second diffuser*
5. *First diffuser*
6. *Smaller corner*
7. *Fan*



Beberapa keuntungan dan kerugian untuk *wind tunnel* tipe ini adalah sebagai berikut :

Keuntungan :

- Dengan menggunakan *corner turning vanes*, kualitas dari aliran dapat dengan mudah dikontrol.
- Memerlukan energi yang lebih sedikit untuk kecepatan dan ukuran yang lebih besar.
- Tidak menyebabkan kebisingan.

Kerugian :

- Biaya pembuatan *close circuit wind tunnel* lebih besar dari *open circuit wind tunnel* akibat dari adanya penambahan saluran balik (*return ducts*) dan *corner vanes*.
- Jika digunakan untuk salurna asap atau menambahkan motor pembakaran dalam, diperlukan saluran untuk pembuangan.

II.5. *Airfoil* NACA *Nomenclature*

NACA *airfoil* merupakan bentuk bodi aerodinamika sederhana yang berguna untuk memberikan gaya angkat tertentu terhadap suatu bodi lainnya dan dengan bantuan penyelesaian matematis yang mungkin digunakan untuk memprediksi berapa besarnya gaya angkat yang dihasilkan oleh suatu bodi *airfoil*. Geometri *airfoil* akan sangat berpengaruh terhadap karakteristik



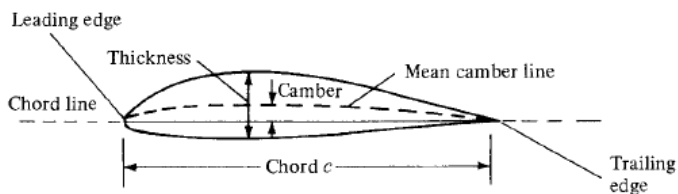
aerodinamika dengan parameter penting berupa *coefficient lift* (C_L). Hingga Perang Dunia II, airfoil yang banyak digunakan adalah hasil riset Gottingen. Selama periode ini banyak pengajuan *airfoil*

dilakukan diberbagai Negara, namun hasil riset NACA yang paling terkenal. Pengujian yang dilakukan NACA lebih sistematis dengan membagi pengaruh efek kelengkungan dan distribusi ketebalan dan pengujian dilakukan pada bilangan Reynolds yang lebih tinggi disbanding yang lain. Hal ini sering dirangkum oleh beberapa parameter seperti, gambar 2.8 :

- *Mean camber line* merupakan tempat kedudukan titik-titik antara permukaan atas dan bawah *airfoil* yang diukur tegak lurus terhadap *mean camber line* itu sendiri.
- *Leading edge* merupakan titik paling depan pada *mean camber line*, biasanya berbentuk lingkaran dengan jari-jari mendekati $0,02 c$.
- *Trailing edge* merupakan titik paling belakang pada *mean camber line*



- *Camber* merupakan jarak maksimum antara *mean camber line* dan garis *chord* yang diukur tegak lurus terhadap garis *chord*.
- *Thickness* merupakan jarak antara permukaan atas dan permukaan bawah yang diukur tegak lurus terhadap garis *chord*.



Gambar 2.8 Airfoil nomenklature



Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB III

METODE PENELITIAN

III.1. Pendahuluan

*Jurusan Teknik Mesin
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember*



Pada percobaan ini ada dua metode dalam pengukuran yaitu pengukuran secara langsung (*direct measurement*) dan pengukuran tidak langsung (*indirect measurement*). Yang dimaksud dengan pengukuran langsung adalah dimana hasil pengukuran dapat langsung dipresentasikan atau dapat dibaca secara langsung. Yang dimaksud dengan pengukuran tak langsung adalah dimana diperlukan suatu proses lagi untuk memperoleh besaran yang diinginkan.

Penelitian tentang gaya drag pada *cylinder* ini dilakukan dengan metode pengukuran langsung (*direct measurement*). Pengukuran gaya *drag* dilakukan pada *test section* didalam *wind tunnel* dengan menggunakan *lift and drag balance*.

Langkah kerja yang harus dilakukan dalam proses penelitian gaya *drag* adalah sebagai berikut :

1. Persiapan peralatan yang digunakan untuk eksperimen.
2. Pemilihan dimensi untuk benda uji *cylinder*.
3. Pemasangan *pitot static tube* pada *test section* untuk mengukur tekanan statis dan tekanan stagnasi.
4. Pengukuran tekanan stagnasi dan tekanan statis ini dilakukan pada bagian tengah dari saluran uji. Hal tersebut dilakukan untuk mendapatkan besar tekanan dinamis dibagian tengah dari saluran uji. Dari data yang diambil diatas dengan asumsi aliran *frictionless* dan *incompressible*, maka dengan menggunakan



persamaan *Bernoulli* didapatkan besar dari kecepatan fluida *freestream*.

5. Memasang *holder* bola pada *working section (lift and drag balance)*, untuk mendapatkan gaya *drag* dari *holder* bola itu sendiri.
6. Melakukan *zero setting* dengan cara mengeser *counter balance* sampai pada kondisi setimbang.
7. Menyalakan kipas pada *wind tunnel* dan mendapatkan kecepatan dengan cara mencari tekanan dinamis yang sesuai.
8. Setelah *wind tunnel steady* maka pengukuran *drag* untuk *holder square flat plate* tersebut dapat dilakukan, dengan cara menggeser anak timbangan sampai mencapai titik setimbang. Percobaan terus diulangi dengan mengubah kecepatan *freestream* sesuai dengan *Re* untuk *cylinder*.
9. Pengukuran dilanjutkan dengan memasang *cylinder* pada *holder*, kemudian mencari gaya *drag* dari *cylinder* sebanyak lima kali pengambilan data. Percobaan diulangi kembali hingga variasi bilangan *Reynolds* selesai.
10. Perhitungan koefisien *drag* (C_D) *cylinder* dengan cara mengurangi terlebih dahulu gaya *drag* dari *holder* ($F_{Dholder}$). Sehingga didapatkan gaya *drag cylinder* yang sesungguhnya.
11. Setelah perhitungan koefisien *drag* (C_D) *cylinder* selesai dilakukan, maka dilanjutkan dengan mengplot grafik C_D vs *Re*.



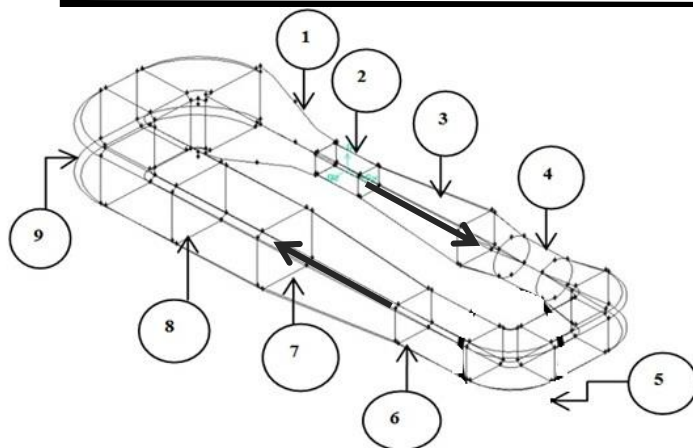
Dari grafik-grafik tersebut kemudian membandingkan dan menganalisa dengan grafik pada literatur-literatur yang telah ada.

III.1.1. Terowongan Angin (*Wind Tunnel*)

Wind tunnel merupakan salah satu alat percobaan dasar yang penting dalam mempelajari dan melakukan penelitian pada bidang aerodinamika, tetapi seiring dengan perkembangan zaman ada juga metode lain yang digunakan untuk mempelajari dan meneliti selain *wind tunnel*. Yaitu dengan menggunakan simulasi terhadap gaya-gaya aerodinamika menggunakan *software* pada komputer.

Alat utama yang digunakan pada percobaan ini adalah *subsonic close wind tunnel* dan percobaan dilakukan pada bagian *test section 1*. *Wind tunnel* ini dirancang oleh Tim dari Laboratorium Mekanika Fluida Jurusan Teknik Mesin FTI-ITS pada tahun 2014. Udara pada saluran uji digerakkan oleh *fan* yang terletak pada keluaran *diffuser*. Udara dihisap oleh *fan* sehingga udara pada *close wind tunnel* mengalir melewati *test section* dan Kecepatan udara maksimum dalam *test section* adalah 40 m/s.

Gambar 3.1 adalah skema dari *close wind tunnel* yang akan digunakan untuk percobaan.



Gambar 3.1 Skema *Close Wind Tunnel* (Romy, 2015)

Keterangan gambar:

1. *Nozel, honey comb dan screens*
2. *Test section 1*
3. *Diffuser kecil*
4. *Tempat fan*
5. *Elbow kecil*
6. *Penyambung elbow kecil*
7. *Diffuser besar*
8. *Test section 2*
9. *Elbow besar*
10. *Penyambung elbow besar*



Dari gambar diatas tidak semua komponen akan terlibat pada penelitian kali ini. Hanya beberapa komponen saja yang terlibat yaitu :

1) *Test section 1*

Test section digunakan untuk melakukan pengujian benda kerja dengan asumsi aliran keluar *nozel* tetap parallel. Penampangnya berbentuk persegi delapan dengna dimensi sebagai berikut :

- Tinggi : 300 mm
- Panjang : 300 mm
- Lebar : 600 mm

2) *Fan Axial*

Fan Axial digunakan sebagai pembangkit aliran di dalam instalasi. Spesifikasi *fan axial* yang digunakan sebagai berikut :

- Merk : SAD-500/10/4/2
- Tipe : Direct Axial Fan
- Kapasitas : 15000 m³/hr
- Daya : 4 kW
- Putaran : 2800 rpm

3) *Inverter*

Inverter berfungsi sebagai pengatur kecepatan dari putaran motor *fan* (rpm) secara smooth dan continuous. Inverter ini menggunakan arus 3 fase. Inverter ini keluaran CUTES buatan Taiwan. Berikut adalah spesifikasi lengkap dari komponen ini :



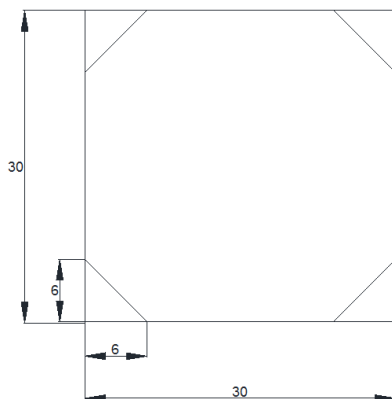
- Inverter model : CT-2004ES-3A7
- Input Voltage : 380-460V
- Rated Current : 9 A
- Rated Capacity : 7.1 KVA

III.2. Perhitungan Gaya *Drag* Maksimum dan *Lift* Maksimum

III.2.1. Gaya *Drag* Maksimum pada *Lift and Drag Balance*

Didalam pembuatan alat *lift and drag balance* ini gaya *drag* maksimal yang mampu diukur adalah 6 N dengan perhitungan sebagai berikut :

1. Menentukan panjang maksimum benda uji standar
 - *Blockage ratio* untuk silinder adalah 9%
 - Luas dari *test section* yang digunakan seperti pada gambar 3.2.Sehingga luasan test section dapat dihitung sebagai berikut :

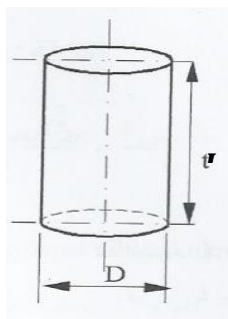


Gambar 3.2 *Test section*

$$\begin{aligned}(A_{ts}) &= (30 \text{ cm} \times 30 \text{ cm}) - (2 \times 6 \text{ cm} \times 6 \text{ cm}) \\ &= 828 \text{ cm}^2\end{aligned}$$

- Luasan maksimum benda uji

Perbandingan yang digunakan untuk silinder adalah $L/D = 6 : 1$ seperti pada gambar 3.3, dengan blockage ratio sebesar 9% maka didapatkan luasan maksimal benda uji (A_f) adalah :



Gambar 3.3 Dimensi Silinder



$$\begin{aligned}\text{Luasan benda uji } (A_f) &= 828 \text{ cm}^2 \times 9\% \\ &= 74,52 \text{ cm}^2\end{aligned}$$

$$\text{dimana } A_f = L_s \times D_s = 6D_s^2$$

$$\text{maka } D_{\max} = \sqrt{\frac{74,52 \text{ cm}^2}{6}} = 3,52 \text{ cm}$$

2. Gaya $drag_{\max}$ yang dapat dibangkitkan

- Kecepatan maksimal aliran udara didalam wind tunnel,

$$V_{\max} = 40 \text{ m/s}$$

$$\begin{aligned}Re_{\max} &= \frac{\rho_{\text{udara}} V_{\max} D_{\max}}{\mu} = \frac{V_{\max} D_{\max}}{\nu} \\ &= \frac{40 \text{ m/s} \times 0.0352 \text{ m}}{1.45 \times 10^{-5} \frac{\text{m}^2}{\text{s}}} = 9,71 \times 10^4\end{aligned}$$

- Gaya $drag_{\max}$ yang dapat dibangkitkan adalah

$$\text{➤ } F_{D\max} = C_D \frac{1}{2} \rho_{\text{udara}} V_{\max}^2 A_f$$

➤ Dari gambar 2.4 didapatkan nilai $C_D = 1.2$

$$\text{➤ } A_f = 3600 \text{ mm}^2$$

$$\text{➤ } \rho_{\text{udara standar}} = 1.23 \text{ kg/m}^3$$

maka,

$$\begin{aligned}F_{D\max} &= C_D \frac{1}{2} \rho_{\text{udara}} V_{\max}^2 A_f \\ &= 1.2 \times \frac{1}{2} \times 1.23 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \times (40 \text{ m/s})^2 \\ &\quad \times 0.007452 \text{ m}^2 = 8.79 \text{ N}\end{aligned}$$



III.2.2. Gaya $Lift_{max}$ pada *Lift and Drag Balance*

Gaya $lift_{max}$ yang dapat dibangkitkan oleh benda uji dapat dihitung dengan menggunakan persamaan :

$$F_L = C_L \frac{1}{2} \rho_{udara} (V_{max})^2 A_p$$

dimana :

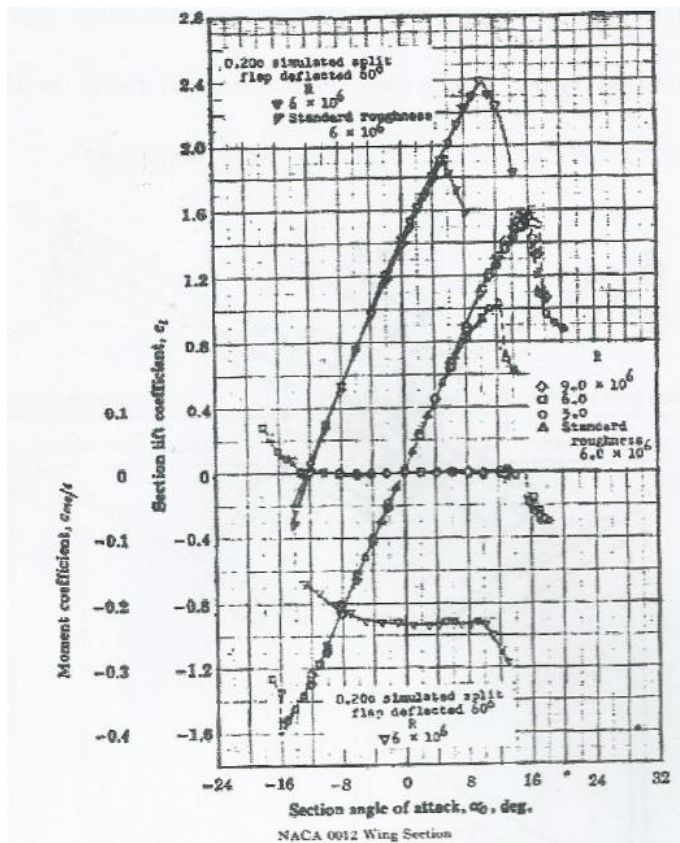
- A_p = Planform area dari airfoil NACA 0012
- C_{Lmax} (NACA 0012) = 1.53 (Abbot dkk, 1959)
- ρ udara standar = 1.23 kg/m³
- V_{max} (desain) = 40 m/s

Dengan assumasi bahwa planform area dari NACA 0012 sama dengan frontal area dari silinder 7350 mm²



Maka F_{Lmax} sebesar :

$$\begin{aligned} F_L &= C_L \frac{1}{2} \rho_{udara} (V_{max})^2 A_p \\ &= 1.53 \times \frac{1}{2} \times 1.23 \frac{kg}{m^3} \times (40 m/s)^2 \\ &\times 0.00735 m^2 = 11.06 N \end{aligned}$$



Gambar 3.4 Nilai koefisien lift (C_L) (Abbot dkk, 1959)

III.3. Desain Lift dan Drag Balance

Jurusan Teknik Mesin

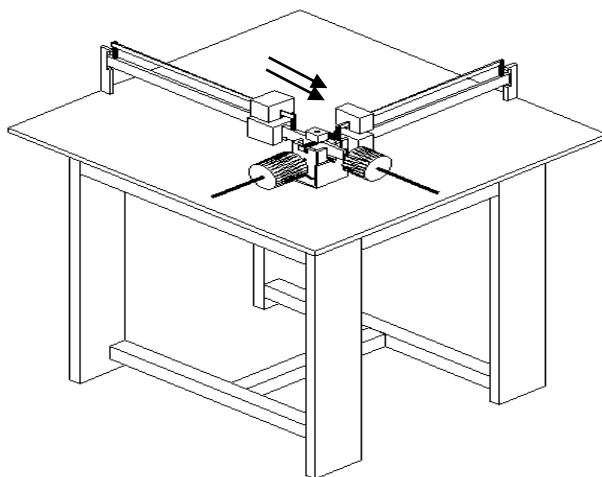
Fakultas Teknologi Industri

Institut Teknologi Sepuluh Nopember



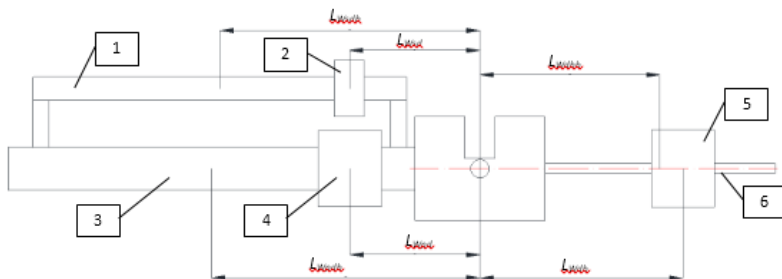
Dari model yang sudah ada sebelumnya, *lift and drag balance* ini terdiri dari sepasang batang yang ditumpu dengan sepasang *knife edge* pada sumbu silang yang saling tegak lurus, dengan arah parallel dan normal garis sumbu *wind tunnel*. Untuk kestabilan *balance arm* dari gaya aerodinamis yang terjadi, *lift and drag balance* juga dihubungkan dengan suatu pemberat yang diletakkan di dalam bejana yang diletakkan dibawah *lift and dag balance*. Bejana tersebut diisi dengan oli pelumas dengan viskositas (SAE 20W-50) yang digunakan untuk meredam dan menstabilkan ketika benda uji mulai dialiri oleh udara dari *wind tunnel*. Gambar 3.5 merupakan desain *lift and drag balance* :

Gambar 3.5 Lift and Drag Balance (Hari, 2006)





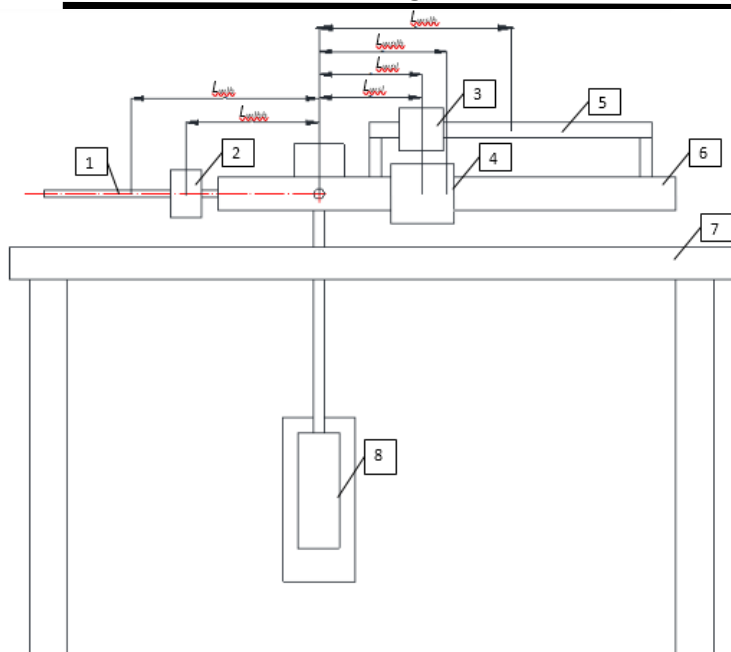
Keseimbangan gaya dan momen yang terjadi pada *drag and lift balance* dapat digambarkan dengan gambar 3.6 dan gambar 3.7.



`Gambar 3.6 Bagian *drag balance*

Keterangan :

1. Batang *secondary drag balance*
2. Pemberat *secondary drag balance*
3. Batang *primary drag balance*
4. Pemberat *primary drag balance*
5. Pemberat *counter drag balance*
6. Batang *counter drag balance*



Gambar 3.7 Bagian *lift balance*

Keterangan :

1. Batang *counter lift balance*
2. Pemberat *counter lift balance*
3. Pemberat *secondary lift balance*
4. Pemberat *primary lift balance*
5. Batang *secondary lift balance*
6. Batang *primary lift balance*
7. Meja
8. Pendulum



Spesifikasi dan skema dari *lift and drag balance* seperti terlihat pada tabel 3.1.

Tabel 3.1. Spesifikasi *lift and drag balance*

1	Dimensi	(500x550x100) mm ³
2	Satuan ukur	N
3	Gaya <i>lift</i> _{max} yang terukur	11.5 N
4	Gaya <i>lift</i> _{min} yang terukur	0 N
5	Gaya <i>drag</i> _{max} yang terukur	8.5 N
6	Gaya <i>drag</i> _{min} yang terukur	0 N
7	Viskositas oli penstabil	SAE 20W-50
8	Volume oli penstabil	2 liter

III.4. Perhitungan *Dimensi Lift dan Drag Balance*

Perhitungan dari gaya maksimum untuk *drag* ataupun *lift* yang akan digunakan sebagai referensi saat dilakukan kalibrasi. Sebelum perhitungan perlu diketahui ada beberapa parameter yang akan digunakan untuk komponen gaya *drag* dan gaya *lift*, yaitu sebagai berikut :

Untuk *drag*

- W_{sd} = Berat *secondary drag*
- W_{pd} = Berat *primary drag*
- W_{sdb} = Berat *secondary drag bar*
- W_{pdb} = Berat *primary drag bar*
- W_{db} = Berat *drag balance*
- W_{ddb} = Berat *drag balance bar*



- l_{wsd} = Panjang *secondary drag* • l_{wpdb} = Panjang *primary drag bar*
- l_{wpd} = Panjang *primary drag* • l_{wdb} = Panjang *drag balance*
- l_{wsbd} = Panjang *secondary drag bar* • l_{wdbb} = Panjang *drag balance bar*

Untuk lift

- W_{sl} = Berat *secondary lift* • W_{plb} = Berat *primary lift bar*
- W_{pl} = Berat *primary lift* • W_{lb} = Berat *lift balance*
- W_{slb} = Berat *secondary lift bar* • W_{lbb} = Berat *lift balance bar*
- l_{wsl} = Panjang *secondary lift* • l_{wplb} = Panjang *primary lift bar*
- l_{wpl} = Panjang *primary lift* • l_{wlb} = Panjang *lift balance*
- l_{wslb} = Panjang *secondary lift bar* • l_{wlbb} = Panjang *lift balance bar*

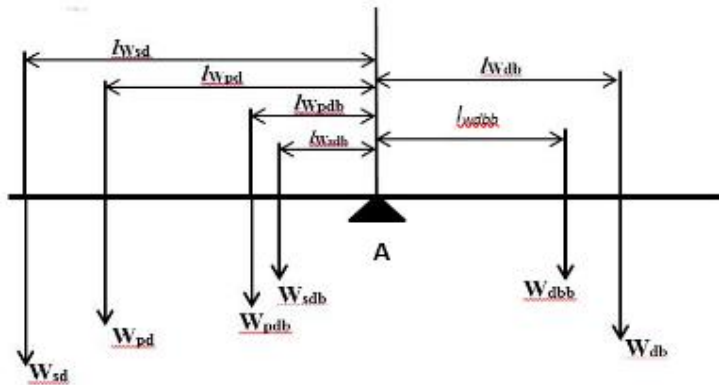
III.4.1. Komponen Arah Gaya Drag

Untuk mencari komponen arah gaya *drag* digunakan prinsip kesetimbangan momen dengan melihat *free body diagram* dari alat yang didesain. Pada perhitungan komponen gaya drag ini parameter yang tidak diketahui ada dua, yaitu l_{wdb} dan W_{db} . Jadi pada perhitungan ini dibutuhkan minimal dua persamaan untuk mendapatkan parameter yang belum diketahui. Berikut perhitungan berserta *free-body diagram*nya yang terlihat pada gambar 3.6 dan gambar 3.7:

- 1) Kesetimbangan momen saat tidak diberikan gaya



- Free-body diagram



Gambar 3.8. Kestimbangan Momen *Drag* Tanpa Gaya Tambahan

- Persamaan

$$\sum M_A = 0$$

$$l_{wsd}W_{sd} + l_{wpd}W_{pd} + l_{wsdb}W_{sdb} + l_{wpdb}W_{pdb} = l_{wdbb}W_{dbb} + l_{wdb}W_{db} \dots\dots\dots(1)$$

dimana :

- | | |
|----------------------------------|-------------------------------|
| • $W_{sd} = 101 \text{ gram}$ | • $l_{wsd} = 240 \text{ mm}$ |
| • $W_{pd} = 400 \text{ gram}$ | • $l_{wpd} = 228 \text{ mm}$ |
| • $W_{sdb} = 25.2 \text{ gram}$ | • $l_{wsdb} = 156 \text{ mm}$ |
| • $W_{pdb} = 154,2 \text{ gram}$ | • $l_{wpdb} = 161 \text{ mm}$ |
| • $W_{dbb} = 32,4 \text{ gram}$ | • $l_{wdbb} = 165 \text{ mm}$ |



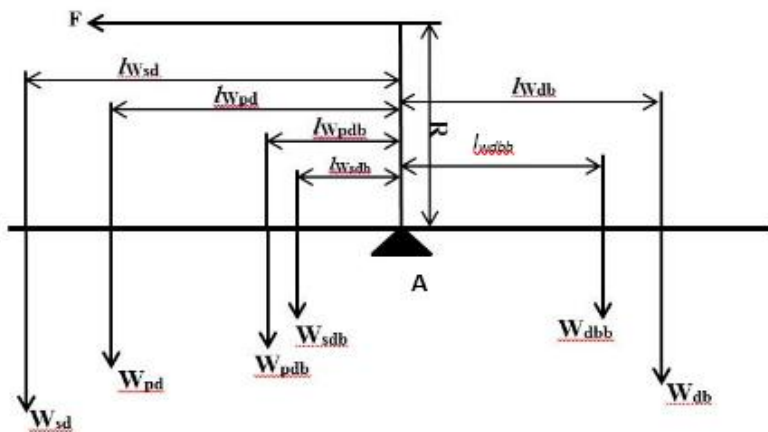
sehingga persamaan (1) menjadi:

$$240 \cdot 101 + 228 \cdot 400 + 156 \cdot 25,2 + 161 \cdot 154 \\ = 165 \cdot 32,4 + l_{Wdb} W_{dbb}$$

$$144197,4 = 5346 + l_{Wdb} W_{dbb} \dots (2)$$

2) Kestimbangan momen saat diberikan gaya sebesar 6 N

- *Free-body diagram*



Gambar 3.9. Kestimbangan Momen *Drag* Dengan Gaya Tambahan

- Persamaan

$$\sum M_A = 0$$

$$l_{Wsd} W_{sd} + l_{Wpd} W_{pd} + l_{Wsdb} W_{sdb} + l_{Wpdb} W_{pdb} + F \cdot R = \\ l_{Wdbb} W_{dbb} + l_{Wdb} W_{db} \dots (3)$$

dimana,



- $F = 600 \text{ gram}$
- $R = 323 \text{ mm}$

sehingga persamaan (3) menjadi :

$$\begin{aligned} 240 \cdot 101 + 228 \cdot 400 + 156 \cdot 25,2 + 161 \cdot 154 + 600 \cdot 323 \\ = 165 \cdot 32,4 + l_{Wdb} W_{dbb} \\ 337997,4 = 5346 + l_{Wdb} W_{dbb} \dots\dots\dots(4) \end{aligned}$$

Untuk mencari parameter yang belum diketahui, memisalkan $W_{db} = 10 \text{ N} = 1000 \text{ gram}$. Sehingga l_{Wdb} akan diketahui

Dari persamaan (2) didapat

$$l_{Wdb} = \frac{138851,4}{1000} = 138,8514 \text{ mm} = 13,88 \text{ cm}$$

maka,

dengan persamaan (4)

$$W_{db} = \frac{332651,4}{138,8514} = 2395,73 \text{ gram} = 2,395 \text{ kg}$$

III.4.2. Komponen Arah Gaya *Lift*

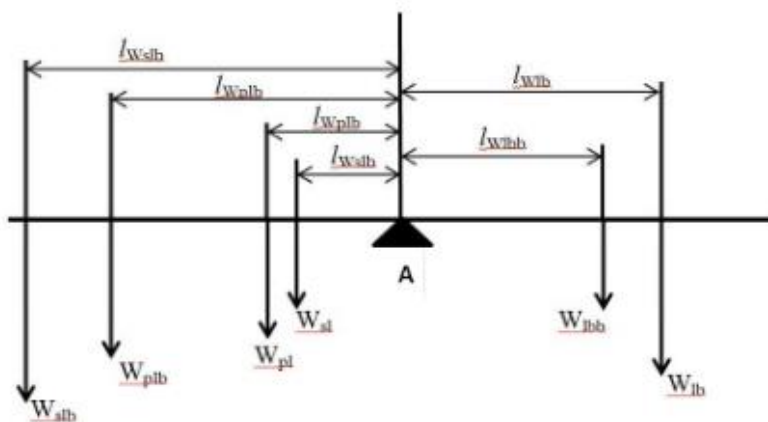
Untuk mencari komponen arah gaya *lift* digunakan prinsip kesetimbangan momen. Pada komponen arah gaya *lift* ini ada dua parameter juga yang belum diketahui, yaitu l_{Wlb} dan W_{lb} . Untuk mencari kedua parameter yang belum diketahui tersebut dibutuhkan minimal dua persamaan. Persamaan yang digunakan adalah



persamaan kesetimbangan momen antara yang belum diberikan gaya dan sudah diberikan gaya. Berikut persamaan beserta *free-body diagram* yang terlihat pada gambar 3.8 dan gambar 3.9:

1) Kesetimbangan momen saat tidak diberikan gaya

- *Free-body diagram*



Gambar 3.10. Kesetimbangan Momen *Lift* Tanpa Gaya Tambahan

- Persamaan

$$\sum M_A = 0$$

$$l_{Wsl}W_{sl} + l_{Wpl}W_{pl} + l_{Wslb}W_{slb} + l_{Wplb}W_{plb} = l_{Wlb}W_{lb} +$$

$$l_{Wlb}W_{lb} \dots\dots\dots(5)$$

dimana,

- $W_{sl} = 500 \text{ gram}$

- $W_{pl} = 2000 \text{ gram}$



- $W_{slb} = 25,2 \text{ gram}$
- $W_{plb} = 231,4 \text{ gram}$
- $W_{lbb} = 32,2 \text{ gram}$
- $l_{Wsl} = 70 \text{ mm}$
- $l_{Wpl} = 83 \text{ mm}$
- $l_{Wslb} = 152 \text{ mm}$
- $l_{Wplb} = 101,5 \text{ mm}$
- $l_{Wlbb} = 149 \text{ mm}$

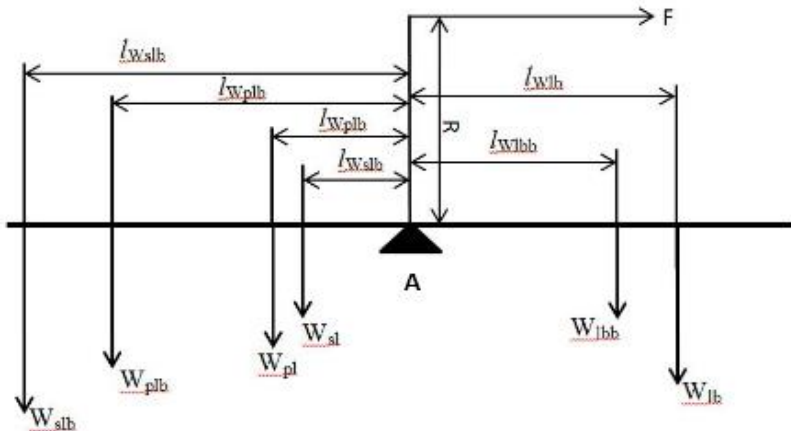


sehingga persamaan (5) menjadi :

$$\begin{aligned} 70.500 + 83.2000 + 152.25,2 + 101,5.231,4 \\ = 149.32,2 + l_{Wlb}W_{lbb} \\ 228317,5 = 4797,8 + l_{Wlb}W_{lbb} \text{ ..(6)} \end{aligned}$$

2) Kestimbangan momen saat diberikan gaya 6 N

- *Free-body diagram*



Gambar 3.11 Kestimbangan Momen *Lift* Dengan Gaya Tambahan

- Persamaan

$$\sum M_A = 0$$

$$\begin{aligned} l_{Wsl}W_{sl} + l_{Wpl}W_{pl} + l_{Wslb}W_{slb} + l_{Wplb}W_{plb} = F.R + \\ l_{Wlbb}W_{lbb} + l_{Wlb}W_{lb}....(7) \end{aligned}$$



dimana,

$$F = 6 \text{ N} = 600 \text{ gram}$$

$$R = 323 \text{ mm}$$

Sehingga persamaan (7) menjadi :

$$\begin{aligned} 70 \cdot 500 + 83 \cdot 2000 + 152 \cdot 25,2 + 101,5 \cdot 231,4 \\ = 600 \cdot 323 + 149 \cdot 32,2 + l_{Wlb} W_{lbb} \\ 228317,5 = 198597,8 + l_{Wlb} W_{lbb} \dots\dots\dots(8) \end{aligned}$$

Untuk mencari parameter yang belum diketahui, memisalkan $W_{db} = 10 \text{ N} = 1000 \text{ gram}$. Sehingga l_{Wdb} akan diketahui

Dari persamaan (6) didapat

$$l_{Wlb} = \frac{29719.7}{1000} = 29,7197 \text{ mm} = 2,97 \text{ cm}$$

maka, dengan persamaan (8) didapat pula

$$W_{lb} = \frac{223519.7}{29,7197} = 7520,92 \text{ mm} = 7.5 \text{ kg}$$

III.5. Analisa Ketidakpastian Pengukuran.

Analisa ketidakpastian (*uncertainty analysis*) adalah salah satu prosedur yang digunakan untuk memperkirakan ketelitian dari sebuah data eksperimen. Data eksperimen dari suatu penelitian dipengaruhi oleh banyak faktor, sehingga timbul suatu ketidakpastian pengukuran. Data



yang tidak pasti tersebut biasanya dipresentasikan dalam bentuk *error data*.

Pengukuran gaya *drag* dan gaya *lift* dengan *drag and lift balance* yang didapatkan juga akan mengalami ketidakpastian. Perhitungan koefisien *drag* (C_D) juga akan mengalami ketidakpastian pengukuran, dimana banyak variabel yang berpengaruh sehingga data menjadi tidak pasti. Variabel – variabel tersebut antara lain: pengukuran kecepatan *freestream* (V_∞) menggunakan *pitot static tube*, desain dari benda uji dengan diameter dan panjang tertentu, dan pengukuran massa jenis udara (ρ_{udara}).

Besarnya ketidakpastian dari masing-masing variabel tersebut dihitung kemudian dijumlahkan nilai ketidakpastiannya. Berikut adalah contoh dari pengukuran kecepatan *freestream* dengan analisa ketidakpastian dari pengukuran Δh pada manometer. Persamaan kecepatan *freestream* didapatkan dari persamaan *Bernoulli* yaitu:

$$V_\infty = \left[\frac{2g(\Delta h)\rho_{Liquid}}{\rho_{udara}} \right]^{1/2}$$

..... (9)



$$V_{\infty} = \left[\frac{2g\rho_{Liquid}}{\rho_{udara}} \right]^{1/2} \Delta h^{1/2}$$

Ketidakpastian dalam pengukuran V_{∞} dinyatakan sebagai $d(V_{\infty})$ yang bisa dituliskan sebagai berikut :

$$dV_{\infty} = \frac{\partial V}{\partial \Delta h} d(\Delta h)$$

Ketidakpastian pengukuran kecepatan *freestream* dipengaruhi oleh ketidakpastian dari pengukuran Δh pada manometer.

$$dV_{\infty} = \left[\frac{2g\rho_{Liquid}}{\rho_{udara}} \right]^{1/2} \frac{1}{2} \Delta h^{-1/2} d(\Delta h)$$

dimana $d(\Delta h)$ adalah ketelitian maksimum pada bacaan manometer yaitu :

skala terkecil pengaris pada manometer yaitu 1 mm

ketelitian maksimum untuk penggaris $\frac{1}{2} \times 1 \text{ mm} = 0,5$

mm

ketelitian maksimum untuk sudut 15° adalah $2 \times 0,5 \text{ mm}$
 $\sin 15^\circ = 0,13 \text{ mm} = 0,00013 \text{ m}$, maka ketidakpastian



Tugas Akhir Konversi Energi

pengukuran kecepatan *freestream* dapat dituliskan sebagai berikut:

$$\% V_{\infty} = \pm \frac{dV_{\infty}}{V_{\infty}} = \pm \frac{\left[\frac{1}{2} \left(\frac{2g\rho_{\text{Liquid}}}{\rho_{\text{udara}}} \right)^{1/2} (\Delta h^{-1/2}) d(\Delta h) \right]}{\left(\frac{2g\rho_{\text{Liquid}}}{\rho_{\text{udara}}} \right)^{1/2} \Delta h^{1/2}}$$

$$\% V_{\infty} = \pm \frac{dV_{\infty}}{V_{\infty}} = \pm \frac{0,5(2,6 \cdot 10^{-4})}{\Delta h}$$

.....(10)

dimana Δh adalah ketinggian dari pengukuran pada manometer yang diukur sesuai dengan kecepatan yang dipakai.

Berikut contoh pengukuran ketidakpastian kecepatan *freestream*, misal kecepatan yang digunakan adalah 20 m/s (didapatkan Δh dari bacaan manometer sebesar 0,056 m). Perkiraan ketidakpastian pengukuran kecepatan *freestream* 20 m/s dalam bentuk presentase adalah:



%

$$V_{\infty} = \pm \frac{1,3 \cdot 10^{-4}(m)}{\Delta h(m)} = \pm \frac{1,3 \cdot 10^{-4}(m)}{0,056(m)} \times 100 \% = \pm 0,23$$

%.

Variabel lain yang mempengaruhi ketidakpastian pengukuran koefisien *drag* silinder adalah luasan frontal dari silinder. Nilai ketidakpastian pengukuran luasan frontal silinder dalam bentuk presentase dapat dihitung sebagai berikut :

Ketidakpastian pengukuran luasan frontal silinder adalah:

$$A = D \times L$$

$$dA = \frac{\partial A}{\partial D} dD + \frac{\partial A}{\partial L} dL$$

dD dan dL adalah ketelitian maksimum jangka

sorong yaitu $\frac{1}{2}(0,1mm) = 0,05mm$

$$dA = (L)(0,05) + (D)(0,05)$$

$$\% A = \left(\pm \frac{dA}{A} \right)$$



% A =

$$\left(\pm \frac{(L)(0,05)}{DL} (100\%) \right) + \left(\pm \frac{(D)(0,05)}{DL} (100\%) \right)$$

atau dapat dituliskan sebagai berikut :

$$\% \text{ Diameter } (D) = \pm \frac{0,05mm}{20mm} \times 100 \% = \pm 0,25 \%$$

$$\% \text{ Panjang } (L) = \pm \frac{0,05mm}{120mm} \times 100 \% = \pm 0,042\%$$

Perkiraan ketidakpastian pengukuran untuk sebuah luasan silinder adalah

$$\% A = \% D + \% L = 0,25\% + 0,042\% = \pm 0,292\%.$$

Pengukuran gaya *drag* dengan menggunakan *drag and lift balance* pasti akan menimbulkan ketidakpastian pengukuran. Perhitungan untuk ketidakpastian pengukuran gaya *drag* yaitu :

Skala pengukuran terkecil dari *drag balance* adalah 0,05 N.

Ketelitian maksimum untuk *drag balance* yaitu :



$$\frac{1}{2} \times \text{Skala pengukuran terkecil drag balance} = \frac{1}{2} \times 0,05\text{N} =$$

0,025 N

Perkiraan presentase ketidakpastian pengukuran untuk gaya *drag* rata-rata pada silinder untuk $Re = 1 \times 10^4$ adalah

$$\% F_D = \frac{0,025}{F_{D \text{ rata-rata}}} \times 100\% = 28,4\% .$$

Variabel–variabel yang mempengaruhi ketidakpastian dari pengukuran koefisien *drag* kemudian dijumlahkan. Penjumlahan nilai ketidakpastian data untuk setiap variabel tersebut, maka akan didapatkan ketidakpastian total dari pengukuran koefisien *drag*.

Jadi total perkiraan ketidakpastian pengukuran koefisien *drag* untuk $Re = 1 \times 10^4$, dimana ketidakpastian massa jenis udara dan massa jenis air diabaikan yaitu :

$$\% C_D = \% A + 2. \% V_{\infty} + \% F_D = 0,292\% + 2(0,23 \%) + 28,4\% = 29,152\%$$

dimana :

A = Luasan frontal area; V =Kecepatan; F_D =Gaya drag.

Pengukuran gaya *lift* dengan menggunakan *drag and lift balance* pasti akan menimbulkan ketidakpastian



pengukuran. Perhitungan untuk ketidakpastian pengukuran gaya *lift* yaitu :

- Ketidakpastian pengukuran luasan benda uji :

Pengukuran luasan frontal dari profil NACA 0012 dalam bentuk presentase ketidakpastian pengukuran yaitu :

% *chord* (C):

$$= \pm \frac{\text{Ketelitian maksimum jangka sorong}}{\text{Panjang chord}} =$$
$$\pm \frac{0,05\text{mm}}{91\text{mm}} \times 100 \% = \pm 0,055 \%$$

% *span* (S):

$$= \pm \frac{\text{Ketelitian maksimum jangka sorong}}{\text{Diameter benda uji}} =$$
$$\pm \frac{0,05\text{mm}}{210\text{mm}} \times 100 \% = \pm 0,024\%$$

Perkiraan presentase ketidakpastian pengukuran untuk sebuah luasan Profil NACA 0012 adalah % A = %C + %S = 0,055% + 0,024% = ± 0,079 %.

- Ketidakpastian pengukuran kecepatan sesungguhnya (*freestream Velocity*).

Perkiraan presentase ketidakpastian pengukuran untuk kecepatan *freestream* 20,57 m/s



(Δh sebesar 0,011 m) adalah :

$$\% V_{\infty} = \pm \frac{1,3 \cdot 10^{-4} (m)}{\Delta h(m)} = \pm \frac{1,3 \cdot 10^{-4} (m)}{0,011(m)} \times 100\% = \pm 1,18$$

%.

- Ketidakpastian pengukuran gaya *lift*.

Skala pengukuran terkecil dari *lift balance* adalah 0,05N.

Ketelitian maksimum untuk *lift balance* adalah 0,5 x 0,05 N = 0,025 N.

Ketidakpastian pengukuran untuk gaya *lift* rata-rata profil NACA 0012 untuk $Re = 1 \cdot 10^5$ adalah $\% F_L =$

$$\frac{0,025}{0,5} \times 100\% = 5\% .$$

Perkiraan presentase ketidakpastian pengukuran koefisien *lift* untuk $Re = 1 \times 10^5$, dimana ketidakpastian massa jenis udara dan massa jenis air diabaikan yaitu:

$$\% C_L = \% A + 2\% V_{\infty} + \% F_L = 0.079\% + 2(1.18\%) + 5\% = \pm 7,439\% .$$

III.6. Benda Uji

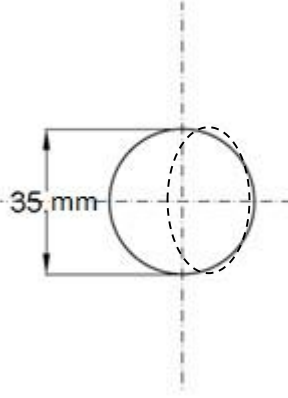


Tugas Akhir Konversi Energi

Pada penelitian ini, benda uji yang digunakan adalah silinder, bola dan *airfoil* simetris type NACA 0012 dengan dimensi bervariasi. Gambar 3.12 sampai gambar 3.14 merupakan gambar benda uji:

- Bola

Diameter (D) = 35 mm

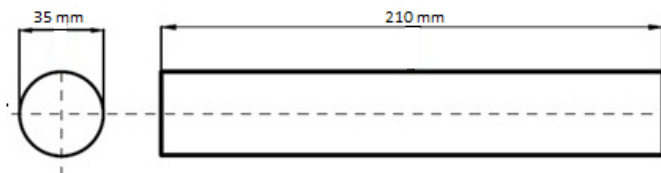


Gambar 3.12. Benda Uji Bola

- Silinder

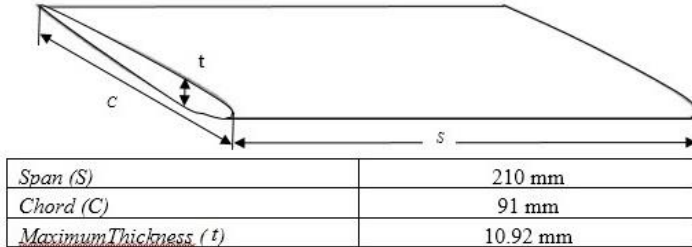
Diameter (D) = 35 mm

Lebar (L) = 210 mm



Gambar 3.13. Benda Uji Silinder

- Airfoil NACA 0012



Gambar 3.14. Benda Uji airfoil

III.7. Langkah Kerja

Langkah-langkah kerja yang dilakukan selama proses desain, pembuatan dan validasi *lift and drag balance* sehingga didapatkan sebuah kesimpulan bahwa alat ukur ini dinyatakan valid dengan beberapa persyaratan yang akan dijelaskan pada bab IV, langkah-langkah kerjanya adalah :

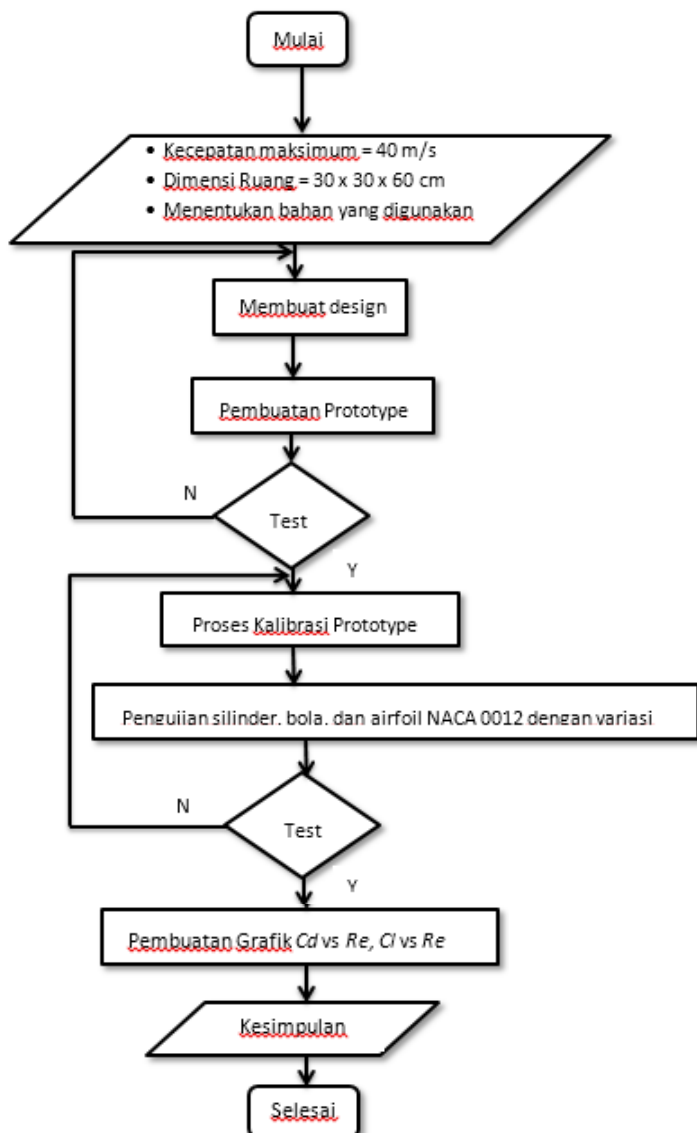
1. Menentukan luasan benda uji, kecepatan maksimum *wind tunnel* dengan tujuan untuk memperoleh gaya *lift* dan *drag* yang dapat dibangkitkan.
2. Menentukan dimensi ruang dimana *lift and drag balance* ini akan dipasang,
3. Merancang dimesi maksimum *lift and drag balance* agar pengguna dapat merasa nyaman saat menggunakannya.
4. Menentukan bahan yang digunakan
5. Membuat desain alat *lift and drag balance*
6. Proses *manufacture prototype*



7. Proses Kalibrasi
8. Proses validasi, dengan cara pengujian menggunakan benda uji standar.
9. Pengeplotan pada grafik hasil eksperimen dan literature.
10. Kesimpulan.

Untuk dapat mengetahui lebih jelas mengenai penyelesaian masalah ini maka dapat digambarkan dalam diagram alir seperti pada gambar 3.15 berikut ini :





Gambar 3.15 Flowchart percobaan

**BAB IV****DATA DAN ANALISA**

Bab ini menjelaskan tentang proses assembling, metode dan proses kalibrasi *lift and drag balance*, dan juga hasil validasi menggunakan benda uji. Cara merawat *lift and drag balance* juga diuraikan didalam bab ini. Data hasil eksperimen tersebut didapatkan dari pengujian pengujian dengan menggunakan benda uji standar yaitu bola dan silinder untuk mendapatkan gaya drag dengan variasi bilangan *Reynolds*. Selain kedua benda uji tersebut untuk pengujian gaya lift digunakan airfoil NACA 0012 dengan variasi bilangan *Reynolds* dan sudut serang (α).

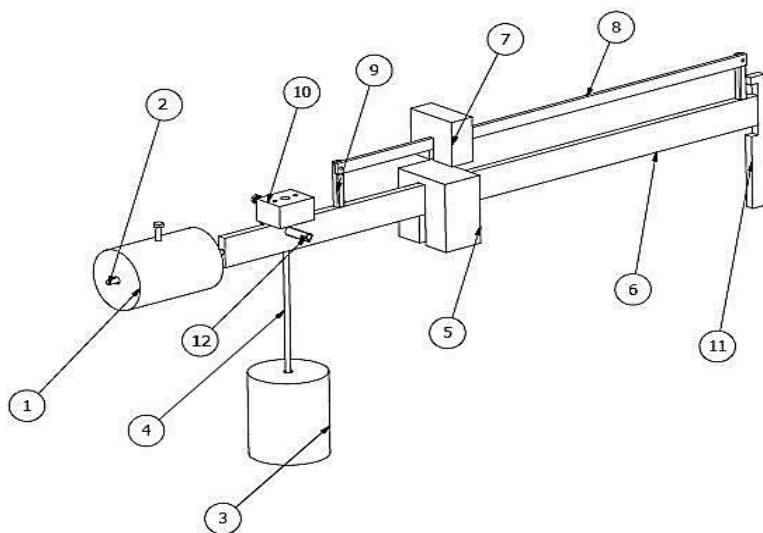
IV.6. Proses Assembling Lift and Drag Balance

Ada beberapa hal yang harus diperhatikan sebelum melakukan proses *assembling*, yaitu memastikan pemasangan anak timbangan (*primary* dan *secondary*) dan *counter balance* untuk arah gaya lift dan drag tidak tertukar, hal ini dapat mengakibatkan pembacaan gaya yang terukur tidak akurat. *Lift and Drag Balance* ini mempunyai tiga komponen penting utama yaitu :



1. Komponen *lift balance*

Gambar 4.1 merupakan salah satu bagian dari alat *lift and drag balance* yaitu bagian *lift balance*. *Lift balance* ini digunakan untuk mengukur gaya-gaya aerodinamika berbentuk gaya *lift*. Gaya-gaya *lift* di dapat dari notasi-notasi yang ada pada *primary lift bar* dan *secondary lift bar*. Komponen-komponen yang ada pada *lift balance* harus dipasang sesuai dengan gambar 4.1 dan pastikan tidak ada komponen *lift balance* dan *drag balance* yang tertukar.



Gambar 4.1 *Lift Balance*

Keterangan :

1. *Counter Lift balance*

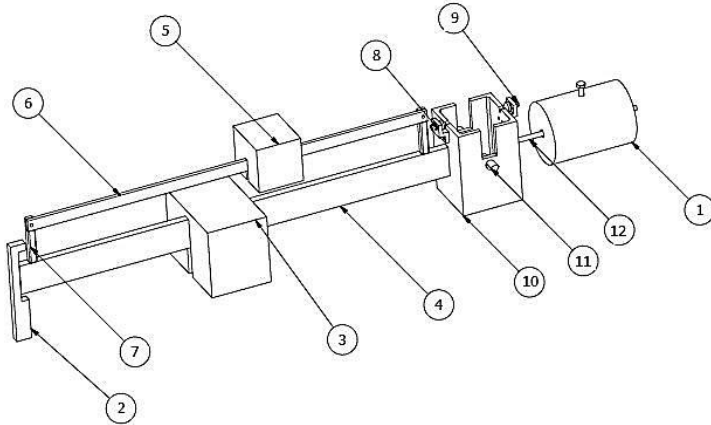
2. *Counter lift bar*



- | | |
|----------------------------------|------------------------------|
| 3. <i>Oil balance</i> | 8. <i>Secondary lift bar</i> |
| 4. <i>Oil balance shaft</i> | 9. <i>Penghubung bar</i> |
| 5. <i>Primary lift balance</i> | 10. <i>Holder</i> |
| 6. <i>Primary lift bar</i> | 11. <i>Bar holder</i> |
| 7. <i>Secondary lift balance</i> | 12. <i>Pivot</i> |

2. Komponen *drag balance*

Gambar 4.2 merupakan salah satu bagian dari alat *lift and drag balance* yaitu bagian *drag balance*. *Drag balance* ini digunakan untuk mengukur gaya-gaya aerodinamika berbentuk gaya *drag*. Gaya-gaya *drag* di dapat dari notasi-notasi yang ada pada *primary drag bar* dan *secondary drag bar*. Komponen-komponen yang ada pada *drag balance* harus dipasang sesuai dengan gambar 4.2 dan pastikan tidak ada komponen *drag balance* dan *lift balance* yang tertukar terutama untuk bebannya.



Gambar 4.2 *Drag Balance*

Keterangan :

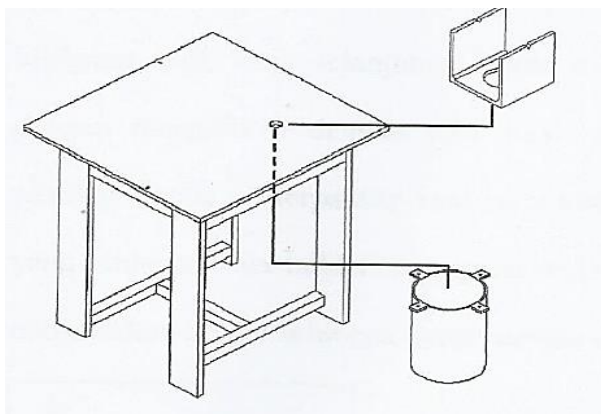
1. *Counter drag balance*
2. *Bar Holder*
3. *Primary Drag Balance*
4. *Primary Drag Bar*
5. *Secondary Drag Balance*
6. *Secondary Drag bar*
7. *Penghubung bar*
8. *Pivot holder*
9. *Pivot holder*
10. *Square profile*
11. *Counter drag bar*



3. Meja dan oil tank

Lift dan drag balance akan terpasang diatas sebuah meja yang di lengkapi dengan sebuah *U profil* dan *oil tank* seperti gambar 4.3. Susunan pemasangan tiga komponen utama terdapat pada gambar susunan terlampir. Selain peralatan diatas ada beberapa alat pendukung yang digunakan untuk memasang semua komponen alat *lift and drag balance* ini adalah :

1. *Screw driver*
2. Kunci pas



Gambar 4.3 Ilustrasi Meja dan Oil tank

IV.7. Panduan penggunaan *Lift and Drag Balance*

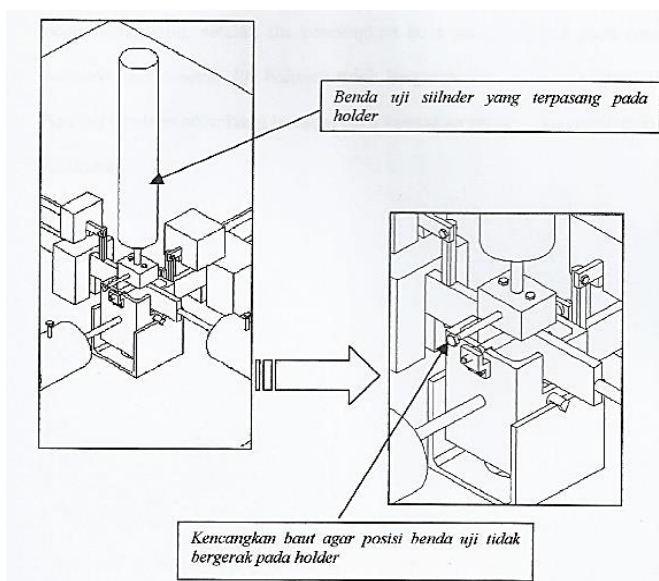
Bab berikut akan membahas tentang petunjuk pemakaian alat dan pemasangan benda uji pada alat sampai proses pengukuran gaya-gaya aerodinik yang di butuhkan.



IV.2.1. Pemasangan Benda Uji

Lift and drag balance ini memiliki dua gaya yang dapat diukur, yaitu gaya lift dan gaya drag. Pada alat ini kedua gaya tersebut akan terbaca dalam satuan kilogram, dan dapat di konversikan menjadi satuan gaya yaitu newton dengan cara mengalikan hasil yang terbaca dengan $9,81 \text{ m/s}^2$. Sebelum memasang benda uji, pastikan semua beban yang ada pada lift and drag balance ini tidak saling tertukar dan terpasang dengan benar setiap komponennya. Selanjutnya pasang benda uji pada holder dengan cara memutar benda uji sampai benda uji benar-benar terpasang kuat pada holder. Hal tersebut dilakukan agar mencegah pergerakan benda uji selama pengukuran, karena jika bergerak akan mengurangi keakuratan data yang dihasilkan.

Setelah benda uji terpasang pada holder dengan baik, pasang pitot static tube pada test section untuk mengukur tekanan statis dan tekanan stagnasi. Pemasangan pitot static tube diletakkan pada bagian tengah test section di depan benda uji yang akan diuji. Gambar 4.4 menunjukkan pemasangan benda uji pada holder *lift and drag balance*.



Gambar 4.4 Proses pemasangan benda uji pada holder

IV.2.2. Pengukuran Gaya *Lift* dan Gaya *Drag*

Langkah awal sebelum melakukan pengujian yaitu zero setting. Zero setting ini berguna untuk mendapatkan keadaan kesetimbangan awal sebelum melakukan pengujian. Lift and drag balance yang telah disetting nol, kemudian menggerakkan counter lift balance di gerakkan ke kanan atau ke kiri sampai didapatkan posisi nol atau seimbang. Setelah

Jurusan Teknik Mesin

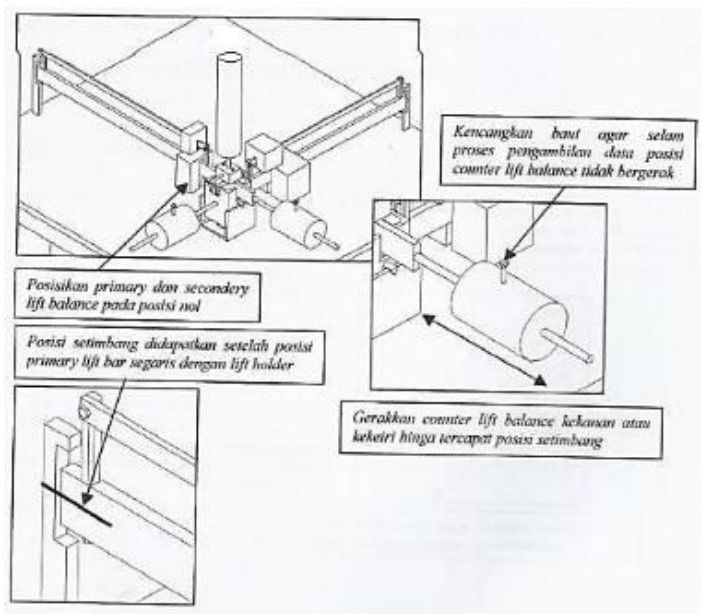
Fakultas Teknologi Industri

Institut Teknologi Sepuluh Nopember



Tugas Akhir Konversi Energi

dirasa telah seimbang maka kencangkan baut pengunci pada counter balance agar tidak bergerak dan berubah selama pengujian. Keadaan setimbang telah dicapai dan alat lift and drag balance telah siap untuk digunakan, maka proses pengujian dapat dilakukan. Gambar 4.5 menunjukkan pengukuran gaya lift pada alat *lift and drag balance*.



Gambar 4.5 Proses pengukuran gaya drag dan gaya lift

IV.8. Kalibrasi *Lift and Drag Balance*



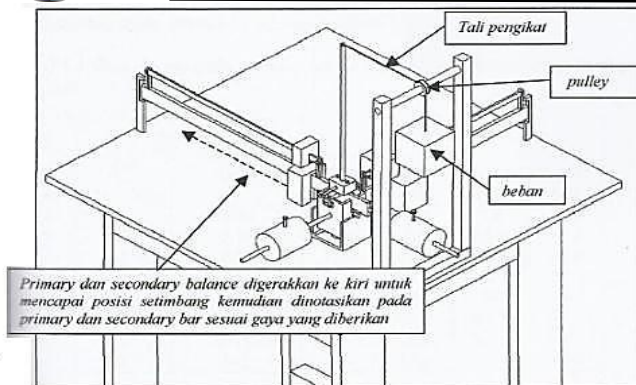
Tugas Akhir Konversi Energi

Proses kalibrasi sangat dibutuhkan mendapatkan notasi gaya yang terukur pada lift and drag balance, dengan menggunakan prinsip momen sebagaimana telah dijelaskan pada sub bab sebelumnya. Gambar 4.6 menunjukkan susunan dan penataan alat *lift and drag balance* untuk kalibrasi. Proses kalibrasi ini dilakukan dengan mengikuti langkah-langkah sebagai berikut :

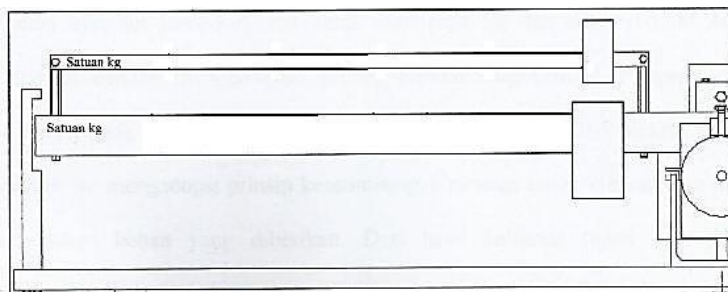
1. *Lift and drag balance* diposisikan pada *zero setting* atau diposisikan dalam kondisi setimbang (pertambahan semua momen sama dengan nol), dalam hal hanya gaya berat dari benda uji yang diperhitungkan.
2. Beban yang paling besar (1.5 kg) untuk mendapatkan gaya maksimal pada *lift and drag bar* dengan menggerakkan *primary balance* hingga mencapai kondisi setimbang seperti pada saat *zero setting*.
3. Langkah ke-2 diulangi untuk beban yang lebih ringan (0.5 kg) dan terus diulangi sampai beban yang paling kecil (0.25).



Tugas Akhir Konversi Energi



Gambar 4.6 Proses kalibrasi



Gambar 4.7 Notasi beban hasil kalibrasi

Setelah dilakukan kalibrasi, maka membuat notasi sesuai dengan hasil kalibrasi yang sudah dilakukan sebelumnya. Gambar 4.7 merupakan notasi beban yang telah dikalibrasi sesuai dengan hasil kalibrasi yang ada.



Tabel 4.1 Data hasil kalibrasi notasi beban pada primary dan secondary bar pada lift and drag balance

No	Beban (kg)	Lokasi (cm)			
		Primary Bar		Secondary Bar	
		Drag	Lift	Drag	Lift
1	0 - 0.25	5.5	13.75	18	42.5
2	0 - 0.5	11	27.5	38	-
3	0 – 1	24	-	-	-
4	0 – 1.5	39.5	-	-	-

Tabel 4.1 merupakan hasil kalibrasi untuk menentukan notasi beban. Tabel di atas pada kolom beban menyatakan notasi pada primary dan secondary bar hasil kalibrasi, sedangkan pada kolom lokasi merupakan jarak perpindahan primary atau secondary balance untuk beban 0 – 1.5 kg. Hasil kalibrasi seperti tabel 4.1 dilakukan secara berulang-ulang untuk mendapatkan kepastian bahwa hasil yang didapatkan linier, dimana jarak 0 kg – 0.5 kg dua kali jarak 0 kg – 0.25 kg, baik pada primary maupun secondary bar untuk arah gaya lift dan drag. Hal ini dapat dijelaskan bahwa dengan menggunakan prinsip kesetimbangan momen seperti yang dijelaskan pada



sub bab sebelumnya, dimana proses kalibrasi ini mengadopsi prinsip kesetimbangan momen untuk menentukan jarak berdasarkan beban yang diberikan. Dari hasil kalibrasi tabel 4.1 dapat disimpulkan bahwa untuk penentuan gaya yang lebih kecil dari pada 0.25 dapat dilakukan dengan interpolasi skala dengan cara pembagian beban dengan jaraknya.

IV.9. Data Penelitian

Hasil eksperimen yang didapatkan akan ditampilkan dengan grafik C_D vs Re untuk silinder dan bola. Pada eksperimen airfoil NACA 0012 akan didapatkan data C_D dan C_L . Data tersebut juga akan ditampilkan menggunakan gradik C_L vs α , dan C_D vs α . Kemudian grafik-grafik tersebut dibandingkan dengan grafik pada literature yang ada dan menganalisa perbedaannya.

IV.4.1. Grafik perbedaan C_D Eksperimen dan literature untuk Bola

Pada sub bab ini akan menampilkan grafik perbedaan koefisien drag (C_D) hasil eksperimen menggunakan alat *lift and drag balance* dengan hasil C_D yang ada pada literature (Fox dkk, 2010). Hasil perhitungan C_D eksperimen pada bola sedikit menyimpang dari grafik literatur. Kesalahan tersebut adalah kesalahan random dari tiga variabel yang mempengaruhi C_D , diantaranya luasan frontal

Jurusan Teknik Mesin

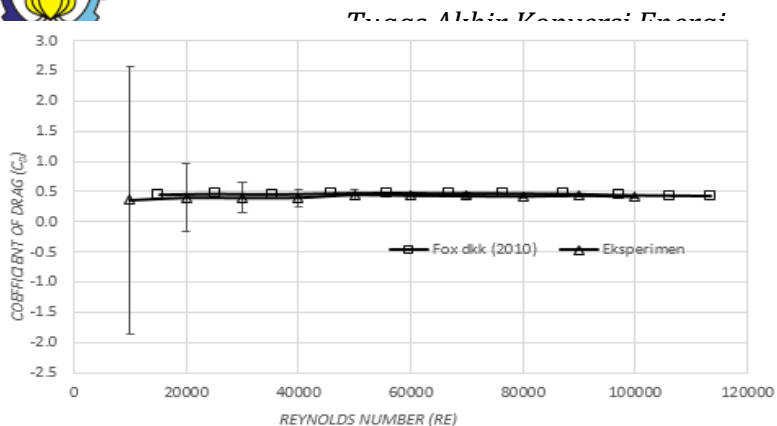
Fakultas Teknologi Industri

Institut Teknologi Sepuluh Nopember



benda uji, kecepatan *freesteam* dan gaya *drag*. Metode perhitungan dari nilai ketidakpastian pengukuran C_D bola dipengaruhi oleh tiga variable. Ketidakpastian pengukuran tiga variable tersebut antara lain : luasan frontal benda uji, kecepatan *freesteam* dan pengukuran gaya *drag*. Hasil perhitungan ketidakpastian banyak dipengaruhi oleh ketidakpastian pengukuran gaya *drag* menggunakan *drag balance*.

Hasil eksperimen yang telah dilakukan bersama Dimas untuk pengujian bola ditampilkan dalam bentuk grafik $C_D = f(Re)$ yang ada pada gambar 4.8. Dari grafik tersebut terlihat bahwa dengan makin bertambahnya bilangan *Reynolds* maka grafik C_D yang didapatkan dari eksperimen akan semakin mendekati dengan grafik C_D dari literature (Fox dkk, 2010). Rentang ketidakpastian pengukuran C_D eksperimen juga semakin kecil dengan bertambahnya bilangan *Reynolds*. Hal tersebut disebabkan oleh nilai ketidakpastian pengukuran C_D yang banyak dipengaruhi oleh ketidakpastian dari pengukuran gaya drag. Nilai blockage ratio untuk benda uji bola adalah 2,32% pada diameter yang paling besar.



Gambar 4.8 Grafik perbandingan Re vs C_D ($D = 35$ mm) hasil eksperimen dan literatur untuk benda uji bola

Tabel A.6 pada lampiran memperlihatkan bahwa dari mulai bilangan *Reynolds* terendah yaitu $Re = 1 \times 10^4$ mempunyai ketidakpastian gaya *drag* mencapai 625%, kemudian turun sampai bilangan *Reynolds* terbesar $Re = 1 \times 10^5$, didapatkan nilai ketidakpastiannya sebesar $\pm 5.34\%$. Nilai ketidakpastian dari pengukuran gaya *drag* kurang dari 10 % terjadi pada rentang bilangan *Reynolds* $8 \times 10^4 < Re < 1 \times 10^5$. Ketidakpastian pengukuran luasan frontal benda uji tidak banyak berpengaruh dalam perhitungan ketidakpastian pengukuran C_D . Ketidakpastian pengukuran luasan frontal bola terbesar hanya $\pm 1,14 \%$, dimana dengan makin besar luasan benda uji maka nilai ketidakpastiannya akan semakin kecil. Ketidakpastian dari pengukuran kecepatan *freestream* mempunyai harga yang sama dengan nilai ketidakpastian

Jurusan Teknik Mesin

Fakultas Teknologi Industri

Institut Teknologi Sepuluh Nopember



pada silinder karena kecepatan yang dipakai adalah sama. Nilai ketidakpastian pengukuran kecepatan *freestream* juga tidak banyak mempengaruhi nilai ketidakpastian pengukuran koefisien *drag*. Hal ini dapat dilihat pada tabel A.6, dimana nilai ketidakpastian pengukuran kecepatan *freestream* terjadi pada bilangan *Reynolds* = 1×10^4 yaitu $\pm 0.419 \%$ dan terendah terjadi pada bilangan *Reynolds* ($Re = 1 \times 10^5$) yaitu $\pm 0,054 \%$. Kecepatan *freestream* yang digunakan semakin besar, maka nilai ketidakpastian pengukurannya akan semakin kecil.

Hasil perhitungan dan uraian diatas ternyata *drag balance* dengan benda uji bola ternyata kurang akurat dan tidak sensitif apabila digunakan untuk benda uji bola dengan dimensi yang kecil (diameter 0,0875m) dan untuk bilangan *Reynolds* yang rendah. Nilai ketidakpastian koefisien *drag* (C_D) pada bilangan *Reynolds* terendah $Re = 1 \times 10^4$ mencapai $\pm 626,9 \%$. Nilai ketidakpastian koefisien *drag* (C_D) sebesar itu jelas jauh dari standar terendah dari sebuah desain eksperimen yaitu 10 %. Sehingga dapat dikatakan bahwa *drag balance* tersebut tidak cukup akurat dan tidak teliti untuk $Re < 7 \times 10^4$. Hal ini disebabkan karena ketelitian maksimum dari *drag balance* tersebut hanya 0,025 N. Sedangkan gaya *drag* yang terjadi untuk bola dengan diameter 0,00875 m hanya 0,004 N (menggunakan interpolasi linier jarak panjang pada penggaris),



sehingga untuk gaya *drag* sekecil ini *drag balance* tersebut tidak sensitif dan kurang teliti. Nilai ketidakpastian dari pengukuran gaya *drag* dan koefisien *drag* (C_D) yang kurang dari 10 % terjadi pada rentang bilangan *Reynolds* antara $8 \times 10^4 < Re_{bola} < 1 \times 10^5$.

Rentang nilai ketidakpastian pengukuran koefisien *drag* (C_D) bola kurang dari 10 % yang mencakup/melewati C_D dari literatur hanya pada $Re = 1 \times 10^4$ dan $Re = 1 \times 10^5$. Pada dua bilangan *Reynolds* tersebut dapat dikatakan bahwa perbedaan antara grafik C_D literatur dan eksperimen disebabkan karena ketidakpastian pengukuran pada ketiga variabel tersebut. Pada rentang bilangan *Reynolds* antara $8 \times 10^4 < Re < 1 \times 10^5$, nilai ketidakpastian pada C_D eksperimen tidak mencakup/melewati dari C_D literatur. Hal ini mungkin disebabkan adanya kesalahan dan ketidaktepatan dalam pengukuran gaya *drag* bola, karena pengukuran untuk gaya *drag* bola banyak dipengaruhi oleh *holder* dari bola itu sendiri, sehingga mempengaruhi gaya *drag* bola yang sesungguhnya. Pada bilangan *Reynolds* $1 \times 10^4 < Re < 7 \times 10^4$ rentang nilai ketidakpastian eksperimen sangat besar walaupun mencakup dari grafik literatur, tetapi nilai ketidakpastiannya melebihi 10% (mencapai 625 %). Dari gambar 4.8 juga dapat



disimpulkan bahwa dengan bilangan *Reynolds* makin kecil yang berarti benda uji yang digunakan juga semakin kecil, sehingga rasio antara holder dengan bola akan semakin besar. Rasio antara *holder* dengan bola makin besar menyebabkan gaya *drag* holder akan lebih signifikan dalam mempengaruhi gaya *drag* dari bola yang sesungguhnya.

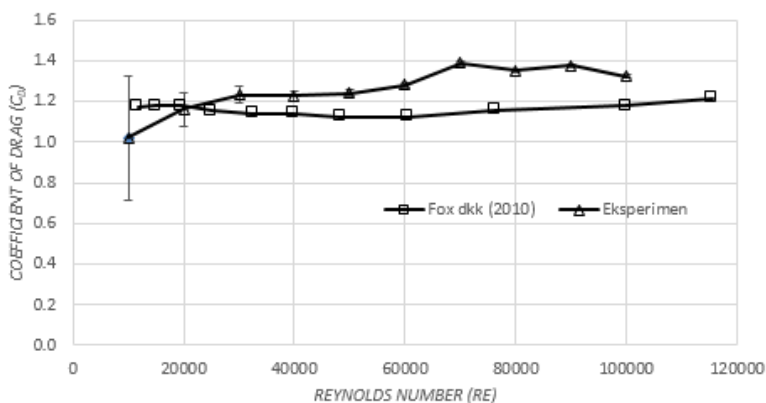
IV.4.2. Grafik perbedaan C_D Eksperimen dan literature untuk Silinder

Koefisien *drag* (C_D) untuk silinder yang didapatkan dari hasil eksperimen ada sedikit perbedaan dengan C_D silinder pada literature. Hasil perhitungan C_D eksperimen pada silinder sedikit mengalami penyimpangan, namun jika dibandingkan dengan perhitungan C_D eksperimen pada bola nilai penyimpangannya lebih besar dari C_D bola. Metode perhitungan dan nilai ketidakpastian pengukuran C_D silinder sama dengan metode yang digunakan pada C_D bola. Nilai ketidakpastian pengukuran C_D dipengaruhi oleh tiga variabel sama seperti C_D bola, yaitu luasan frontal benda uji, kecepatan *freestream* dan pengukuran gaya *drag*. Hasil perhitungan nilai ketidakpastian C_D silinder dari masing-masing variabel



Tugas Akhir Konversi Energi

tersebut mempunyai kesamaan dengan bola, dimana nilai ketidakpastian koefisien drag banyak didominasi oleh ketidakpastian pengukuran gaya drag menggunakan alat *lift and drag balance*. Nilai blockage ratio untuk benda uji bola adalah 8,87% pada diameter yang paling besar.



Gambar 4.9 Grafik perbandingan Re vs C_D hasil eksperimen dan literature untuk benda uji silinder

Hasil eksperimen untuk pengukuran koefisien drag silinder (C_D) terlihat pada gambar 4.9, dimana C_D eksperimen secara umum memiliki nilai sedikit diatas dari C_D literatur (Fox dkk , 2010) kecuali untuk C_D pada nilai $Re = 1 \times 10^4$ dan 2×10^4 . Secara keseluruhan, nilai C_D yang didapat masih dalam rentang ketidakpastian pengukuran (kecuali untuk



bilangan *Reynolds* $3 \times 10^4 < Re < 1 \times 10^5$) dan mempunyai kecenderungan yang hampir sama yaitu cenderung konstan dengan bertambahnya bilangan *Reynolds*. Perbedaan hasil dari eksperimen dan dari literatur dapat disebabkan oleh adanya ketidakpastian pengukuran pada ketiga variabel yang mempengaruhi koefisien *drag*. Ketidakpastian pengukuran luasan frontal benda uji mempunyai ketidakpastian yang sangat kecil dibandingkan dengan ketidakpastian pengukuran kecepatan *freestream* dan ketidakpastian pengukuran gaya *drag*. Ketidakpastian pengukuran luasan benda uji sangat kecil, karena desain dan pembuatan benda uji dalam pengukurannya menggunakan jangka sorong (untuk mengukur dimensi dari benda uji), sehingga mempunyai ketelitian maksimum mencapai 0,05 mm. Ketidakpastian pengukuran luasan yang paling besar terjadi pada benda uji yang paling kecil yaitu pada diameter (D) = 0,00875 m dan panjang (L) = 0,0525 m sebesar $\pm 0,667$ %. Tabel A.7 pada lampiran terlihat bahwa semakin besar luasan benda uji, maka semakin kecil nilai ketidakpastiannya. Luasan terbesar yaitu pada diameter



(D) = 0,035 m dan panjang (P) = 0,21 m mempunyai nilai ketidakpastiannya sebesar $\pm 0,167$ %.

Ketidakpastian pengukuran kecepatan *freestream* mempunyai nilai ketidakpastian yang cukup kecil dalam mempengaruhi ketidakpastian dari pengukuran koefisien *drag*. Hal ini disebabkan pembacaan manometer dengan ketelitian maksimum sebesar 0,5 mm (menggunakan penggaris dan sudut manometer $V = 15^\circ$) cukup akurat untuk mengukur Tekanan Dinamik (untuk mengukur kecepatan *freestream*). Ketidakpastian pengukuran kecepatan *freestream* terbesar hanya mencapai ± 0.039 % untuk kecepatan *freestream* 17,83 m/s dan bilangan *Reynolds* ($Re = 1 \times 10^4$). Nilai ketidakpastian yang paling besar tersebut, terjadi pada bilangan *Reynolds* yang paling rendah dengan kecepatan *freestream* yang rendah pula. Semakin kecil kecepatan *freestream* maka ketidakakuratan pembacaan manometer akan semakin besar sehingga ketidakpastiannya juga akan semakin besar. Sebaliknya semakin besar kecepatan *freestream* yang digunakan maka ketidakpastiannya akan semakin kecil. Hal ini dapat dilihat pada bilangan *Reynolds* ($Re = 1 \times 10^5$) dengan



kecepatan *freestream* terbesar yaitu 44,58 m/s, didapatkan nilai ketidakpastian paling kecil yaitu sebesar $\pm 0,054$ %.

Ketidakpastian pengukuran gaya *drag* dengan menggunakan *drag balance* untuk silinder mempunyai nilai ketidakpastian yang lebih besar dibandingkan dengan ketidakpastian pengukuran kecepatan *freestream* dan luasan benda uji. Gaya *drag* terkecil untuk silinder terjadi pada bilangan *Reynolds* ($Re = 1 \times 10^4$) yaitu sebesar 0,088 N. Ketelitian maksimum untuk *drag balance* sebesar 0,025 N memberikan nilai ketidakpastian gaya *drag* terbesar yaitu $\pm 28,4$ %. Semakin besar gaya *drag* pada silinder yang terjadi maka nilai ketidakpastiannya akan semakin kecil. Hal ini dapat dilihat pada bilangan *Reynolds* ($Re = 1 \times 10^5$) (Tabel A.7), dengan gaya *drag* sebesar 11,41 N, didapatkan nilai ketidakpastian paling kecil yaitu 0,22 %. Nilai ketidakpastian pengukuran gaya *drag* terbesar yaitu 28,4 %, yang berarti sudah di atas 10 % (asumsi tingkat kepercayaan 90 %). Tingkat kepercayaan 90 % merupakan tingkat kepercayaan paling rendah dalam melakukan desain suatu eksperimen.



Ketidakpastian total dari ketiga variabel yang mempengaruhi koefisien *drag* tersebut mempunyai nilai ketidakpastian terbesar $\pm 29.91 \%$ (Tabel A.7) yang terjadi pada bilangan *Reynolds* 1×10^4 yang berarti di atas 10% . Ketidakpastian pengukuran gaya *drag* dengan *drag balance* lebih dominan dalam mempengaruhi ketidakpastian pengukuran koefisien *drag* (C_D), karena ketidakpastian pengukuran gaya *drag* lebih besar dari ketidakpastian pengukuran kecepatan *freestream* dan luasan benda uji. Hal ini menyebabkan nilai ketidakpastian dari pengukuran koefisien *drag* (C_D) cenderung sama dengan ketidakpastian pengukuran gaya *drag* (cenderung turun nilai ketidakpastiannya dengan bertambahnya bilangan *Reynolds*). Pada tabel A.7 terlihat bahwa semakin besar bilangan *Reynolds* maka nilai ketidakpastiannya akan semakin kecil. Ketidakpastian pengukuran koefisien *drag* (C_D) makin kecil sampai pada bilangan *Reynolds* terbesar ($Re = 1 \times 10^5$), dimana ketidakpastiannya mencapai $0,49 \%$.

Hasil perhitungan dan analisa diatas dapat disimpulkan bahwa *drag balance* tersebut mempunyai keakuratan dan



validasi yang cukup baik (70-80%), terutama untuk benda-benda *bluff body* (silinder) yang mempunyai bilangan *Reynolds* besar. Pada tabel A.6 terlihat untuk bilangan *Reynolds* $> 8 \times 10^4$, nilai ketidakpastian pengukuran koefisien *drag* (C_D) bahkan kurang dari 1 % (tingkat kepercayaan 99 %). Rentang dari nilai ketidakpastian yang ada pada grafik eksperimen juga membuktikan bahwa perbedaan antara grafik literatur dan eksperimen mungkin disebabkan oleh adanya ketidakpastian pengukuran pada ketiga variabel yang mempengaruhi koefisien *drag* (C_D). Hal ini disebabkan perbedaan antara literatur dan eksperimen yang didapatkan masih dalam batas rentang dari nilai ketidakpastiannya eksperimen (kecuali bilangan *Reynolds* $3 \times 10^4 < Re < 1 \times 10^5$). Pada rentang bilangan *Reynolds* $3 \times 10^4 < Re < 1 \times 10^5$, perbedaan C_D eksperimen dan literatur mungkin disebabkan karena gaya *drag* yang ditimbulkan dari *holder* silinder. Bilangan *Reynolds* makin kecil yang berarti benda uji yang digunakan juga semakin kecil, sehingga rasio antara *holder* dengan silinder akan semakin besar. Rasio antara *holder* dengan silinder makin besar menyebabkan gaya *drag* *holder*



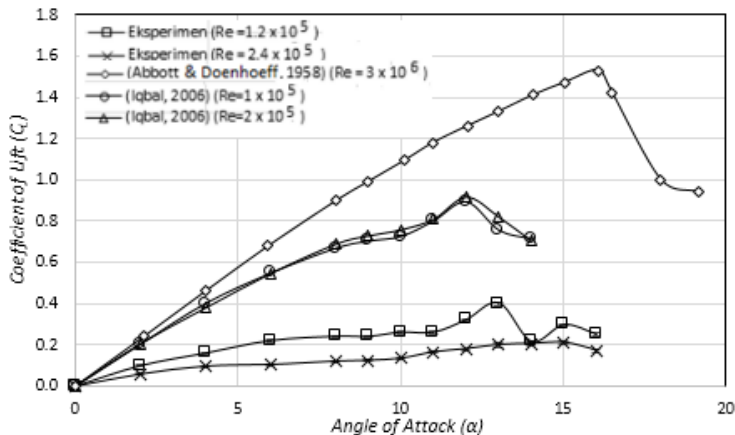
akan lebih signifikan dalam mempengaruhi gaya *drag* dari silinder itu sendiri.

IV.4.3. Grafik perbedaan C_L dan C_D Eksperimen dan Literatur untuk Airfoil NACA 0012

Koefisien *lift* (C_L) yang didapatkan dari eksperimen baik untuk $Re = 1,2 \times 10^5$ dan $Re = 2,4 \times 10^5$ mempunyai kecenderungan yang serupa, dimana dengan bertambahnya *angle of attack* (α), C_L akan naik secara hampir linier sampai terjadinya *stall* pada *angle of attack* (α) yang bersesuaian. Pada saat *airfoil* mendekati sudut *stall* (α_{stall}), kenaikan *lift* tidak lagi sebanding dengan peningkatan *Angle of attack* (α), namun memiliki gradien yang lebih rendah, karena aliran tidak lagi mempunyai cukup momentum untuk menyusuri kontur *airfoil*. Pada akhirnya sesaat setelah *angle of attack* (α) melebihi α_{stall} aliran yang seharusnya menyusuri permukaan atas *airfoil* yang memiliki tekanan rendah akan benar-benar terpisah dari permukaan *airfoil*. Sebagai akibatnya, *lift* yang dihasilkan mengalami penurunan tajam, karena fluida terseparasi terhadap permukaan *airfoil*.



Dari gambar 4.10 terlihat bahwa koefisien *lift* terbesar (C_{Lmax}) dari literatur (Abbot dan Doenhoff, 1958) terjadi *stall* pada $C_{Lmax} = 1,58$, sedangkan C_{Lmax} eksperimen untuk $Re = 1,2 \times 10^5$ sedikit dibawahnya yaitu $C_{Lmax} = 0,4$, untuk $Re = 2,4 \times 10^5$ terjadi *stall* pada $C_{Lmax} = 0,2$. Dari data ini dapat dikatakan bahwa $C_{Lmax} (Re = 1,2 \times 10^5) \approx C_{Lmax} (Re = 2,4 \times 10^5)$. Koefisien *lift* terbesar (C_{Lmax}) pada literatur terjadi *stall* pada *angle of attack* (α) sekitar $16,09^\circ$, sedangkan C_L dari eksperimen yang didapatkan terjadinya *stall* pada *angle of attack* (α) sekitar 13° - 15° .



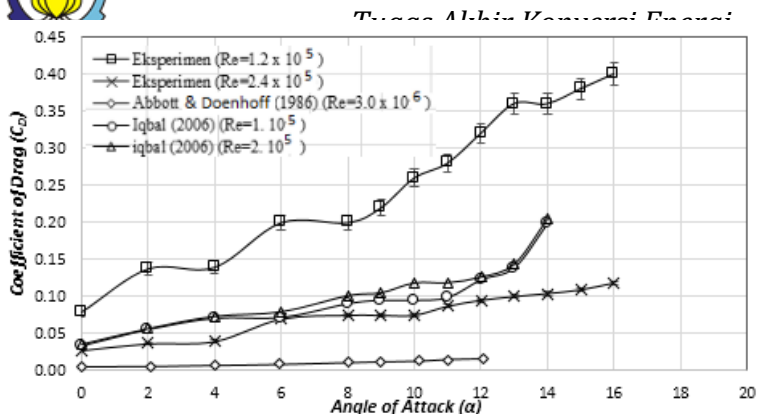
Gambar 4.10 Perbandingan $C_L = f(\alpha)$ airfoil NACA 0012 dari eksperimen dan literatur. Garis vertikal menunjukkan rentang ketidakpastian pengukuran.

Nilai ketidakpastian terbesar untuk pengukuran kecepatan *freestream* yang terjadi pada $Re = 1,2 \cdot 10^5$ mencapai $\pm 0.228 \%$ (Tabel A.8). Ketidakpastian pengukuran kecepatan *freestream* sebesar itu tidak banyak dalam mempengaruhi nilai ketidakpastian dari pengukuran koefisien lift (C_L), karena nilai ketidakpastian pengukuran kecepatan *freestream* sangat kecil. Nilai ketidakpastian dari pengukuran luasan frontal benda uji sangat kecil yaitu $\pm 0,078 \%$. Sedangkan nilai ketidakpastian dari pengukuran gaya lift terbesar mencapai $\pm 250 \%$. Nilai ketidakpastian dari pengukuran gaya lift banyak mempengaruhi nilai



ketidakpastian dari koefisien *lift*, dimana ketidakpastian koefisien *lift* terbesar mencapai $\pm 5\%$ ($\alpha = 2^\circ$). Semua nilai ketidakpastian koefisien *lift* kurang dari 10 % yang berarti masih dibawah dari batas maksimal dari nilai ketidakpastian suatu data eksperimen.

Nilai ketidakpastian dari pengukuran kecepatan *freestream* untuk $Re = 2,4 \cdot 10^5$ terbesar hanya mencapai $\pm 0,0613\%$. Hal ini disebabkan karena kecepatan yang digunakan lebih besar, sehingga nilai ketidakpastiannya lebih kecil. Nilai ketidakpastian dari pengukuran luasan benda uji tetap yaitu $\pm 0,078\%$. Nilai ketidakpastian dari pengukuran gaya *lift* tidak lebih dari 10 % (untuk $\alpha = 2^\circ$), dimana nilai ketidakpastian terbesar hanya $\pm 2,083\%$. Semua nilai ketidakpastian dari koefisien *lift* untuk $Re = 2,4 \cdot 10^5$ masih dibawah 10 % (kecuali pada $\alpha = 0^\circ$) sehingga dapat dikatakan data gaya *lift* yang didapatkan cukup bagus.



Gambar 4.11. Perbandingan $C_D = f(\alpha)$ airfoil NACA 0012 dengan dua bilangan Reynolds.

Gambar 4.11 menunjukkan bahwa koefisien drag airfoil yang didapatkan mempunyai kecenderungan yang sama antara $Re = 1,2 \times 10^5$ dan $Re = 2,4 \times 10^5$, dimana koefisien drag makin besar dengan makin besarnya angle of attack (α). Untuk kedua harga bilangan Reynolds tersebut, sebelum terjadinya stall yaitu angle of attack ($\alpha_{stall} = 14^\circ$) kenaikan koefisien drag (C_D) terhadap angle of attack (α) relatif kecil. Hal ini disebabkan rentang $\alpha < \alpha_{stall}$ gaya drag yang terjadi di dominasi oleh skin friction drag. Setelah terjadinya stall, titik separasi akan berpindah lebih kedepan mendekati leading edge secara tiba-tiba, yang mengakibatkan terbentuknya wake yang lebih besar. Wake yang lebih besar tersebut mengakibatkan



ketidakseimbangan tekanan antara depan dan belakang bodi airfoil sangat besar sehingga gaya drag akibat pressure drag lebih mendominasi daripada skin friction drag. Hal ini terlihat pada grafik bahwa setelah stall koefisien drag akan naik lebih signifikan dibandingkan sebelum terjadinya stall.

Pada gambar 4.11 juga dapat dilihat bahwa koefisien drag untuk $Re = 1,2 \times 10^5$ lebih besar daripada $Re = 2,4 \times 10^5$ pada rentang $0^\circ < \alpha^\circ < 16^\circ$. Hal ini disebabkan karena dengan bertambahnya momentum (bilangan Reynolds makin besar) mengakibatkan perbedaan tekanan upper dan lower dari airfoil menjadi lebih besar sehingga tip vortex yang terjadi menjadi lebih kuat. *Tip vortex* yang makin kuat mengakibatkan induced downwash velocities menjadi lebih besar sehingga mengakibatkan koefisien drag (C_D) akibat induced drag menjadi lebih besar.

Nilai ketidakpastian terbesar untuk pengukuran kecepatan *freestream* yang terjadi pada $Re = 1,2 \cdot 10^5$ mencapai $\pm 0.228 \%$ (Tabel A.8). Ketidakpastian pengukuran kecepatan *freestream* sebesar itu tidak banyak dalam mempengaruhi nilai ketidakpastian dari pengukuran koefisien



lift (C_L), karena nilai ketidakpastian pengukuran kecepatan *freestream* sangat kecil. Nilai ketidakpastian dari pengukuran luasan frontal benda uji sangat kecil yaitu $\pm 0,078$ %. Sedangkan nilai ketidakpastian dari pengukuran gaya *drag* terbesar mencapai $\pm 6,25$ %. Nilai ketidakpastian dari pengukuran gaya *drag* banyak mempengaruhi nilai ketidakpastian dari koefisien *drag*, dimana ketidakpastian koefisien *drag* terbesar mencapai $\pm 6,78\%$ ($\alpha = 0^\circ$). Semua nilai ketidakpastian koefisien *drag* kurang dari 10 % yang berarti masih dibawah dari batas maksimal dari nilai ketidakpastian suatu data eksperimen.

Nilai ketidakpastian dari pengukuran kecepatan *freestream* untuk $Re = 2,4 \cdot 10^5$ terbesar hanya mencapai $\pm 0,061$ %. Hal ini disebabkan karena kecepatan yang digunakan lebih besar, sehingga nilai ketidakpastiannya lebih kecil. Nilai ketidakpastian dari pengukuran luasan benda uji tetap yaitu $\pm 0,078$ %. Nilai ketidakpastian dari pengukuran gaya *drag* tidak lebih dari 5 % (untuk $\alpha = 0^\circ$), dimana nilai ketidakpastian terbesar hanya $\pm 4,46\%$. Semua nilai ketidakpastian dari koefisien *drag* untuk $Re = 2,4 \cdot 10^5$ masih

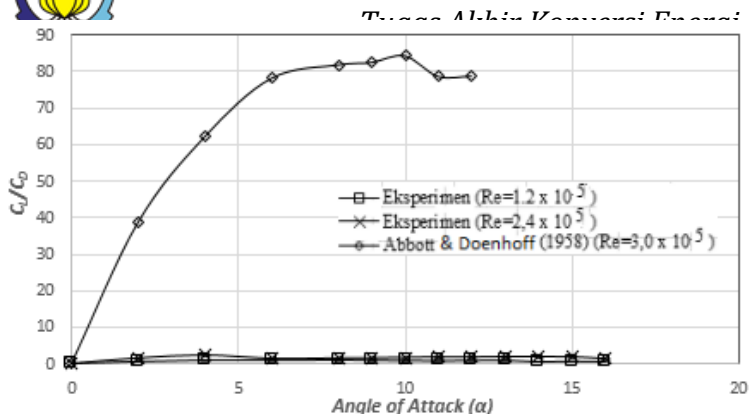


dibawah 10 % (kecuali pada $\alpha = 0^\circ$) sehingga dapat dikatakan data gaya *drag* yang didapatkan cukup bagus.

Perbedaan nilai C_L/C_D yang didapatkan dari eksperimen dan dari literature yang sangat jauh dan tidak masuk dalam rentang nilai ketidakpastian seperti pada gambar 4.10 dan gambar 4.11 diduga disebabkan karena adanya aliran tiga dimensi sehingga adanya efek *wing tip*. Efek *wing tip* terjadi karena penambahan *angle of attack* ($\alpha > 0$ mulai timbulnya gaya lift) mengakibatkan terjadinya perbedaan tekanan pada *upper side* dan *lower side airfoil*. Perbedaan tekanan tersebut mengakibatkan adanya efek *wing tip* yaitu aliran dari arah *lower side* mengalir ke daerah *upper side airfoil* (aliran sekunder), sehingga pada daerah *wing tip* terbentuk tip vortex. Kombinasi antara tip vortex dengan kecepatan *freestream* akan menimbulkan *trailing vortex*. Gambar 4.10. merupakan perbandingan $C_L - f(\alpha)$ airfoil NACA 0012 eksperimen dan literature. Hal lainnya disebabkan oleh pengaruh *blockage ratio* yang terlalu besar (contohnya pada *airfoil* dengan kecepatan *freestream* maksimum dan $\alpha = 16^\circ$) dan pengaruh *tip clearance near wall* antara *wing tip airfoil*



dengan dinding *test section*. Nilai *blockage ratio* yang terlalu besar menyebabkan daerah *wake* pada *downstream airfoil* bertambah besar. Dengan membesarnya daerah *wake* maka *disturbance* nya pun bertambah yang mengakibatkan *noise* semakin besar sehingga pengukuran tidak dapat dilakukan dengan baik. Data dari Abott dan Doenhoff (1958), untuk *airfoil* NACA 0012 yang digunakan sebagai pembanding dengan hasil dari eksperimen memakai *infinite airfoil*, sehingga efek *wing tip* tidak terjadi. Pembuatan *infinite airfoil* sangatlah sulit dilakukan, sehingga eksperimen yang dilakukan oleh Abbot diduga bahwa *nearwall clearance* (jarak antara dinding *wind tunnel* dengan *tip airfoil*) yang digunakan sangat kecil/dekat. Dugaan lain, Abbot menggunakan *endplate* yang dipasang pada *tip airfoil* untuk mengurangi efek dari *tip vortex*. Memperkecil *clearance* dan menggunakan *endplate* dimaksudkan untuk menghambat aliran sekunder (aliran dari *lower surface* mengalir ke *upper surface*), sehingga *tip vortex* tidak terjadi. Hal inilah yang menyebabkan perbedaan C_D dan C_L dari grafik literatur dengan hasil dari eksperimen yang telah dilakukan yang cukup besar.



Gambar 4.12. Perbandingan $C_L/C_D - f(\alpha)$ *airfoil* NACA 0012 eksperimen dan literatur

Metode perhitungan dari nilai ketidakpastian pengukuran C_L dan C_D *airfoil* sama dengan metode perhitungan nilai ketidakpastian pengukuran C_D bola dan silinder, dimana perhitungan ketidakpastian pengukuran C_L dan C_D *airfoil* dipengaruhi oleh tiga variabel. Pengukuran ketiga variabel tersebut antara lain: luasan frontal *airfoil*, kecepatan *freestream* dan pengukuran gaya aerodinamis (gaya drag dan gaya lift).

IV.10. Perawatan *Lift and Drag Balance*



Lift and drag balance membutuhkan perawatan agar alat ini dapat berfungsi dengan baik. Ada beberapa hal yang perlu diperhatikan adalah :

1. Pastikan alat selalu dalam keadaan bersih walau dalam keadaan terlepas atau terpasang dengan test section.
2. Ketika lift and drag balance tidak dipakai dan dilepas dari test section maka simpan dengan baik jangan sampai antara beban primary lift dan drag tertukar.
3. Untuk oli yang digunakan, setelah memakai dimasukkan lagi ke dalam botol oli yang sudah ada, agar oli tetap terjaga kualitasnya.



BAB V

KESIMPULAN DAN SARAN

V.1. Kesimpulan

Dari hasil penelitian yang telah dilakukan dapat ditarik beberapa kesimpulan antara lain yaitu :

1. Gaya *drag* pada silinder yang diukur menggunakan *drag balance* memiliki keakuratan yang cukup akurat dan teliti, terbukti dengan nilai ketidakpastian koefisien *drag* kurang dari 10 % pada rentang bilangan *Reynolds* antara $2,0 \cdot 10^4 < Re_{silinder} < 1,0 \cdot 10^5$. Nilai ketidakpastian koefisien *drag* silinder lebih dari 10 % yaitu hanya pada bilangan *Reynolds* $> 1,0 \cdot 10^4$.
2. Gaya *drag* pada bola yang diukur dengan menggunakan *drag balance* memiliki hasil yang kurang teliti dan kurang akurat pada benda uji dengan dimensi kecil dan bilangan *Reynolds* yang kecil. Nilai ketidakpastian gaya *drag* kurang dari 10 % pada $Re > 7,0 \cdot 10^4$. Nilai ketidakpastian koefisien *drag* lebih dari 10 % pada bilangan *Reynolds* $> 8,0 \cdot 10^4$.
3. Gaya *lift* dari NACA 0012 yang didapatkan dari pengukuran menggunakan *drag and lift balance* memiliki keakuratan



yang cukup akurat walaupun grafik C_D dan C_L dari eksperimen berbeda dengan grafik dari literatur, hal tersebut dibuktikan dengan nilai ketidakpastian dari pengukuran gaya *lift* dan koefisien *lift* untuk $Re = 1,2 \cdot 10^5$ dan $Re = 2,4 \cdot 10^5$ kecuali untuk $\alpha = 0^\circ$ tidak lebih dari 10 %. Koefisien *drag* yang didapatkan juga tidak lebih dari 10 % kecuali $\alpha = 0^\circ$. Perbedaan koefisien *drag* dan koefisien *lift* yang didapatkan dari benda uji NACA 0012, diduga karena adanya *tip vortex* pada *wing tip* atau pada instalasi alat yang kurang sempurna sehingga mengakibatkan gaya *lift* berkurang dan gaya *drag* makin besar.

4. Koefisien *drag* (C_D) *airfoil* NACA 0012 untuk $\alpha = 0^\circ$ yang didapatkan dari eksperimen memiliki C_D yang lebih besar daripada C_D literatur. Perbedaan tersebut disebabkan adanya gaya *drag* yang terukur sangat kecil ($\alpha = 0^\circ$), sehingga *drag balance* tersebut kurang akurat atau teliti untuk merespon gaya *drag* yang terjadi.

V.2. Saran

Supaya penelitian selanjutnya bias menghasilkan data yang lebih baik dengan menggunakan *drag and lift balance* dalam hal



pengukuran gaya-gaya aerodinamis dari benda uji (gaya *lift* dan gaya *drag*), maka ada beberapa saran yang dapat penulis berikan.

1. Penambahan atau modifikasi *secondary balance* untuk *lift* dan *drag* supaya tingkat sensitifitas dan ketelitian alat *drag and lift balance* lebih baik dari 0,025 N. Penambahan tersebut akan memperbaiki ketelitian dan keakuratan jika melakukan pengujian memakai benda uji yang relative kecil.
2. Untuk benda uji yang berupa airfoil dengan menambahkan *angle of attack* lebih baik membuat busur yang lebih permanen pada *test section* atau pada *holder drag and lift balance*, sehingga akan mempermudah mengukur sudut yang diinginkan.
3. Proses kalibrasi untuk *drag and lift balance* lebih baik dilakukan secara berulang-ulang dan berkala pada pengukuran untuk benda uji yang relative kecil supaya didapatkan hasil pembacaan gaya *drag* dan *lift* yang lebih akurat.
4. Untuk benda uji bola penulis merekomendasikan bekerja pada $Re > 8 \times 10^4$ karena nilai ketidakpastian dari gaya drag kurang dari 10%.
5. Untuk benda uji silinder penulis merekomendasikan bekerja pada $Re > 2 \times 10^4$ karena nilai ketidakpastian dari gaya drag kurang dari 10%.



Halaman sengaja dikosongkan



DAFTAR PUSTAKA

1. Abbot, Ira H dan Doenhoff, Albert E. Van, 1959, **“Theory of Wing Sections”**, Dover Publication, Inc., New York.
2. Alam, Mahbub Md, Moriya, M, dan Sakamoto, H, 2003, Aerodynamics of Two Side-by-side Circular Cylinders and Application of Wavelet Analysis in the Switching Phenomenon, **“Journal of Fluids and Structures”**, Vol. 18, 325-346.
3. Barlow, Jewel B., William H Rae., Alan Pope, 1999, **“Low Speed Wind Tunnel Testing”**, 3rd edition. John Wiley and Sons, USA.
4. Beer, Ferdinand P. And Johnson, Jr, E. Russel, 1987, **“Mekanika untuk Insinyur Statika”** (diterjemahkan oleh H. Nainggolan dan The Houw Liong), edisi keempat, Erlangga, Jakarta.
5. Filippone, A, 1999-2004, **“The Wind Tunnel”**, available at http://aerodyn.org/windtunnel/wind_tunnel.html#wtime, diakses ada 10 November 2015.
6. Fox, Robert W. and McDonald, Alan T, 2010, **“Introduction to Fluid Mechanics”**, 7th edition, John Wiley and Sons, Inc.



7. Iqbal, M, 2006, **“Validasi Terhadap Prototype Drag and lift Balance pada Wind Tunnel Kecepatan Rendah Menggunakan Model Standar : Bola, Silinder, dan Airfoil NACA 0012”**, Laporan Tugas akhir, Jurusan Teknik Mesin FTI – ITS.
8. Munson B. R., Young D. F. and Okiishi T. H, 2002, **“Fundamental of Fluid Mechanics”**, 4th edition, John Wiley and Sons, Inc.
9. Messina, Michele. 2012. **“Eksperimental Validation of Pressure Loss in Anemometer Testing Equipment”**. Science Direct, Italy
10. Naibaho, Romy, 2015, **“Studi Eksperimental Aliran Dalam Octagonal Elbow Dilengkapi Guide Vane pada Close Loop Wind Tunnel”**, Laporan Tugas Akhir, Jurusan Teknik Mesin, FTI – ITS.
11. Satriya, Hari, 2006, **“Desain dan Pembuatan Prototype Drag and Lift Balance pada Wind Tunnel Kecepatan Rendah”**, Laporan Tugas akhir, Jurusan Teknik Mesin, FTI – ITS.

**RIWAYAT PENULIS**

Muhammad Tsabit Habibi dilahirkan di Kota Surabaya, Jawa Timur pada tanggal 13 Mei 1993 dan merupakan anak pertama dari tiga bersaudara. Penulis telah menempuh pendidikan Sekolah Dasar di SD Al-Hikmah (1999-2005), Sekolah Menengah Pertama di SMP MTA Gemolong (2005-2008), dan Sekolah Menengah Atas di SMA MTA Surakarta (2008-2011). Setelah menyelesaikan Sekolah Menengah Atas, Penulis menempuh pendidikan di Jurusan Teknik Mesin FTI ITS Surabaya sebagai mahasiswa S1 (2011-2017). Penulis mengambil bidang studi Konversi Energi, khususnya pada Lab. Mekanika Fluida.

Selama kuliah penulis menjadi asisten laboratorium Mekanika fluida 1 & 2, dan mengikuti organisasi Dewan Presidium Teknik Mesin ITS. Pada organisasi tersebut, penulis pernah menjabat sebagai staff Departemen Kontrol (2012-2013) Penulis juga pernah mengikuti kepanitiaan pada beberapa acara di Jurusan Teknik Mesin, seperti *IEMC* (Indonesia Energy Marathon Challenge) 2013 dan *Mechanical City* 2013.



Halaman ini sengaja dikosongkan